

CÁPSULA PRISMÁTICA PENTAGONAL PARA EL ATERRIZAJE DE UN ASTROMÓVIL DE EXPLORACIÓN. OPTIMIZACIÓN DEL SISTEMA DE AIRBAGS

UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID

ALUMNO: PABLO GÓMEZ ZARZA

TUTOR: RAMÓN ZAERA POLO

TRABAJO DE FIN DE GRADO

GRADO EN INGENIERÍA MECÁNICA

DPTO. DE MECÁNICA DE MEDIOS CONTINUOS Y TEORÍA DE ESTRUCTURAS

SEPTIEMBRE DE 2017



Índice

1.	Motivación y objetivos	1
1.1	Motivación	1
1.2	Objetivos	3
2.	Antecedentes	4
2.1	Misiones a la Luna	4
2.2	Aterrizajes en la Tierra	7
2.3	Misiones a Marte	8
2.3.1	Mars 2 y 3	8
2.3.2	Viking Lander I y II	10
2.3.3	Mars Pathfinder.....	12
2.3.4	Mars Exploration Rover	14
2.3.5	Phoenix.....	16
2.3.6	Mars science laboratory.....	18
2.3.7	ExoMars.....	20
3.	Metodología	22
3.1	Método de los elementos finitos	22
3.2	Caso específico	23
3.2.1	Variables fundamentales.....	23
3.2.2	Energías	23
3.2.3	Diseño.....	23
3.2.4	Materiales	25
3.2.5	Mallado.....	26
3.2.6	Uniones y contactos	27
3.2.7	Coacciones.....	28
3.2.8	Fluidos	29
3.2.9	Condiciones de contorno	29
3.2.10	Hipótesis.....	30
4.	Resultados	31
4.1	Modelo 1	31
4.2	Modelo 2	33
4.3	Modelo 3	34
4.4	Modelo 4	36
4.5	Modelo 5	38
4.6	Modelo 6	41

4.7 Modelo 7	43
4.8 Modelo 8	45
4.9 Modelo 9	47
4.10 Modelo 10	49
4.11 Modelo 11	51
4.12 Análisis avanzado del modelo 9	55
4.13 Errores en los modelos.....	59
5. Marco regulador y entorno socio-económico.....	62
5.1 Marco regulador.....	62
5.2 Entorno socio-económico	62
6. Conclusiones y trabajos futuros	63
6.1 Conclusiones.....	63
6.2 Trabajos futuros	65
7. Referencias	66

1. Motivación y objetivos

1.1 Motivación

Este Trabajo de Fin de Grado consiste en la elaboración de un modelo basado en un astromóvil compuesto de una cápsula con forma prismática pentagonal cuyo sistema de aterrizaje está formado por un conjunto de airbags que actuarían en el momento del choque con la superficie del planeta, en este caso Marte.

La idea de desarrollar este trabajo de fin de grado surge ya que tanto Marte como los viajes aeroespaciales son un tema de actualidad y con cierta importancia en los próximos años. Tanto la Nasa como la ESA (Agencia Espacial Europea) han estado realizando ensayos y enviando pequeñas naves de exploración para descubrir cómo es la superficie y la atmósfera de Marte, así como de los materiales que está formada. Uno de los objetivos principales es averiguar si hay o ha habido vida en este planeta ya que según un trabajo publicado en la revista *Nature Geosciences* y encabezado por Lujendra Ojha, se ha demostrado la existencia de agua líquida que circula en la superficie del planeta cuando este tiene una temperatura favorable.

El interés de estudiar sistemas relacionados con astronaves es muy alto, ya que estas expediciones tienen mucha importancia en el ámbito de la investigación de nuevos campos. Por ejemplo, John Grusfeld, astronauta y director científico de la Nasa advirtió en una entrevista para el diario *El Mundo* que: "Es prácticamente seguro que en algún momento, nuestro planeta sufrirá el impacto de un asteroide devastador". Con el objetivo de probar si es posible el desarrollo de la vida humana en Marte, la Nasa o la ESA están enviando sondas a Marte y a largo plazo, están planeando viajes con seres humanos. [4]

Otra vertiente por la que surge el interés de los viajes espaciales es la energética. Se ha hallado en la Luna grandes cantidades de helio-3, un isótopo del helio estable y no radiactivo que según la Universidad Estatal de Moscú podría abastecer de energía a la Tierra durante 5000 años. El proceso de obtención de energía sería mediante fusión nuclear y hoy en día hay varios países como China, India o Rusia que están apostando por hacer expediciones a la Luna con la intención de extraer este isótopo tan valioso.

Uno de los problemas que surgen en estas expediciones son los aterrizajes. Por ejemplo, el módulo *Schiaparelli* de la misión ExoMars, proyecto conjunto de la ESA y de la Roscosmos (Agencia Espacial Federal Rusa) falló en su aterrizaje debido a un fallo que produjo que no se desplegara el paracaídas ni funcionasen los cohetes desde una altura de 2000 metros. Este módulo pretendía probar tecnologías de aterrizaje para una futura exploración con un astromóvil en el año 2020 [1]. De aquí surge la idea de probar en este trabajo la fiabilidad de los sistemas de aterrizajes mediante airbags porque, aunque no se pueda controlar la zona de aterrizaje con facilidad, las posibilidades de error son mucho menores ya que se forma de un sistema mucho más simple que le aporta fiabilidad. Este sistema funciona hinchando los airbags cuando el dispositivo esté cerca de la superficie y en el impacto estos absorberán gran parte del daño haciendo que la cápsula pueda aguantar la caída. Otro punto a favor de esta tecnología es que si el modelo tiene un margen de seguridad adecuado en su diseño, podría aguantar impactos mayores de los esperados y solventar inconvenientes como podría ser el de una caída en una dirección diferente a la prevista.

También existe una vertiente en la comunidad científica en contra de la filosofía de la exploración del espacio debido principalmente a su alto coste. En el año 2010 se determinó que el coste medio de enviar una masa de un kilogramo a la órbita inferior es de 10000\$, y el de mandarlo a una órbita geoestacionaria asciende hasta los 20000\$ [33]. Como solución a estos problemas se ha planteado la posibilidad de utilizar naves que se puedan usar en varias ocasiones dispuestas continuamente en órbita para ahorrar el coste de salida de la atmósfera terrestre, ya que el 90% del combustible se destina para este fin. [35]

Existe un escepticismo entre parte de la comunidad científica por los beneficios que aportan estos viajes espaciales en relación con los que aportarían los muchos proyectos que se podrían llevar a cabo en La Tierra con las enormes inversiones que suponen estos viajes. El ejemplo más destacado viene dado por el programa Apollo, el cual supuso una inversión de hasta el 4% del presupuesto estatal de Estados Unidos. [34]

Sin embargo, los viajes interplanetarios han supuesto grandes avances para la humanidad gracias a los avances tecnológicos que se han realizado durante estas misiones. Por ejemplo, la Nasa desarrolló la resonancia magnética durante el programa Apollo, tecnología que se usa en el campo de la sanidad en todo el mundo. Otro avance cualitativo que se ha producido gracias a los viajes espaciales es la creación de multitud de satélites alrededor de La Tierra que nos permiten anticiparnos a catástrofes climatológicas y han impulsado la revolución tecnológica de la comunicación. [36]

En estos momentos se están llevando a cabo misiones con rovers ya que esto minimiza mucho los costes de los proyectos y los hace más viables. El espacio necesario para transportarlos es mucho menor que el de una persona y este no necesita de los bienes básicos de los humanos para sobrevivir. Sin embargo, si las misiones de la Esa y la Nasa siguen el rumbo previsto, en la década de 2030 se tiene intención de enviar humanos a Marte, por lo que el estudio de nuevos métodos de aterrizaje y el perfeccionamiento de los ya existentes supone una fase vital para que las misiones se puedan completar con éxito.

1.2 Objetivos

El objetivo de este proyecto es proponer y analizar diferentes configuraciones de airbags basados en el método de los elementos finitos mediante el software "Abaqus". Se partirá de un modelo inicial a partir del cual se desarrollarán otros con mejores resultados y con el consiguiente estudio de las razones por las que mejoran los datos obtenidos. Las variables a analizar en los resultados serán las aceleraciones que sufre la cápsula, así como parámetros de pérdida energética que tiene el conjunto. Como variable principal a mejorar se tomará el módulo de la aceleración que tiene la cápsula en su centro de gravedad ya que determinará la violencia del impacto.

La forma en la que se van a ir desarrollando los modelos será mediante cambios en parámetros tales como el diseño, la presión en el interior de los airbags, los tipos de contactos utilizados entre la cápsula y los airbags y entre los airbags entre ellos, y la forma en la que los modelos responden ante distintos tipos de choque con la superficie.

Con el estudio de este tipo de sistemas de aterrizaje se pretende crear modelos viables hasta cierto punto, ya que la cápsula que se pretende simular tendrá una forma de prisma pentagonal, la cual no se parece a las sondas que están siendo enviadas. Sin embargo, puede suponer un desarrollo interesante en aspectos como el comportamiento de un elastómero estándar, el diseño más óptimo de los airbags o la influencia de la orientación del choque con la superficie.

En cuanto a los objetivos vistos desde un punto de vista personal se encuentra el aprendizaje y perfeccionamiento de la técnica de elementos finitos mediante software a través del desarrollo de modelos más complejos y con unas condiciones de contorno diferentes. Estas son de vital importancia ya que permiten obtener resultados más realistas y además algunas condiciones permiten una mejor comparación entre distintos modelos. Una parte fundamental es el análisis de los resultados obtenidos y cómo interpretarlos. De esta manera se pretende analizar los cambios en los resultados entre los distintos modelos para saber si estos son positivos o negativos y estudiar la razón de que esto suceda así. A partir de estos modelos y sus resultados correspondientes se debe tratar de obtener un modelo con unas condiciones óptimas, aunque tendrá mayor relevancia el proceso para llegar a este modelo que el resultado final de este.

Por tanto, el objetivo final será obtener un modelo que obtenga unos resultados aptos en comparación con un modelo real. Para ello será necesario una evolución desde un modelo principal, y finalmente se realizará un conjunto de pruebas más específicas para definir cuál es el mejor modelo. Estos deberán estar ubicados en un entorno simulado que represente la superficie de Marte adecuadamente contando con una fricción determinada. Además, deben definirse los contactos adecuados de los airbags y se determinará la presión idónea para estos.

2. Antecedentes

En esta sección se tratará un estado del arte de los antecedentes en los aterrizajes de astromóviles y se comentará una panorámica general del campo.

Como introducción a los viajes espaciales es importante destacar que fue la URSS quien lanzó el primer satélite artificial de la Tierra, llamado Sputnik 1, en 1957 [2]. No fue hasta 1958 cuando Estados Unidos puso en órbita el Explorer 1 desde Cabo Cañaveral alcanzando una altura de 2565 kilómetros sobre la Tierra. [3]

En el año 1961, el astronauta Yuri Gagarin fue la primera persona que orbitó en torno a la Tierra en una nave Vostok y un mes después, Alan Shepard Jr. fue lanzado al espacio en el Mercury-Redstone 3 en un vuelo que duró unos 15 minutos. Posteriormente, se iniciaron los proyectos estadounidenses Gemini y Apollo para ir a la Luna. [5]

El programa Gemini fue desarrollado en 1965 y 1966. Se construyó una cápsula con espacio para dos astronautas y con la capacidad de cambiar la órbita en la que viajaba. Además, despegó gracias al cohete Titan II. Durante las 12 misiones con las que contó este programa, se desarrollaron viajes orbitales, paseos espaciales y se solucionaron problemas para futuros programas. [6]

Este proyecto fue necesario porque la Nasa necesitaba aprender lo que les pasaba a los astronautas al pasar muchos días en el espacio, cómo conectar dos aeronaves en el espacio y cómo realizar con seguridad paseos espaciales.

2.1 Misiones a la Luna

Posteriormente, la Nasa desarrolló el programa Apollo, el cual tuvo su primer vuelo en 1968, llegó a la Luna en 1969 por primera vez y por última en 1972. Se aumentó el espacio para que pudieran viajar en las naves hasta 3 personas. Además, se usó otra nave espacial denominada Lunar Module para aterrizar en la Luna. De esta manera se realizó el primer aterrizaje en la Luna el 20 de julio de 1969 en la misión del Apollo 11. [7]

Para las misiones Apollo se usó el cohete Saturno V, el cual estaba formado por tres plataformas, dos de las cuales fueron usadas para llegar a la órbita lunar. La última se usó para propulsar la Apollo Command Module y la Lunar Module hasta la Luna. Además, en las tres últimas misiones del proyecto Apollo, se llevaron un rover en cada una conducidos por los astronautas para investigar más profundamente la Luna y su superficie. [8]

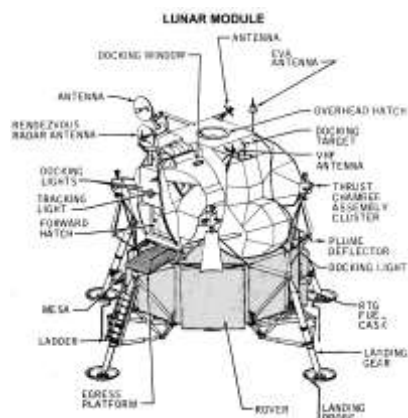


Ilustración 1. Diagrama del Módulo Lunar [8]

El sistema de aterrizaje del “Lunar Module” estaba dividido en tres categorías generales: estructural, mecánica y aterrizaje. Estructuralmente, el tren de aterrizaje debía soportar las cargas a las que iba a ser sometido por el entorno y por las características del aterrizaje. Mecánicamente, el tren de aterrizaje debía desplegarse correctamente mientras estaba en la órbita lunar y pasar a ser controlado desde la cabina del Lunar Module. En cuanto al aterrizaje, la nave debía disminuir su velocidad hasta obtener una adecuada para realizar el contacto con la superficie, así como obtener el ángulo idóneo para el contacto. Según los estudios iniciales la nave debía llevar una velocidad vertical inicial de 11 km/h y una horizontal de 5.5 km/h. Finalmente y tras simulaciones, se decidió que la vertical debía ser menor o igual que 7.7 km/h y la horizontal igual a 4.3 km/h.

Hubo distintos prototipos del diseño del sistema de aterrizaje partiéndose desde una configuración con 5 patas de tipo trípode invertido con una plataforma de descenso cilíndrica, como se puede ver en las Ilustraciones 1 y 2. La configuración con 6 patas era 18 kg más pesada y solo aportaba un pequeño aumento de estabilidad. El problema del diseño con 4 patas residía en que necesitaba un diámetro y una capacidad de retracción mayores para poder ser guardadas en la estiba del adaptador del módulo lunar. [9]

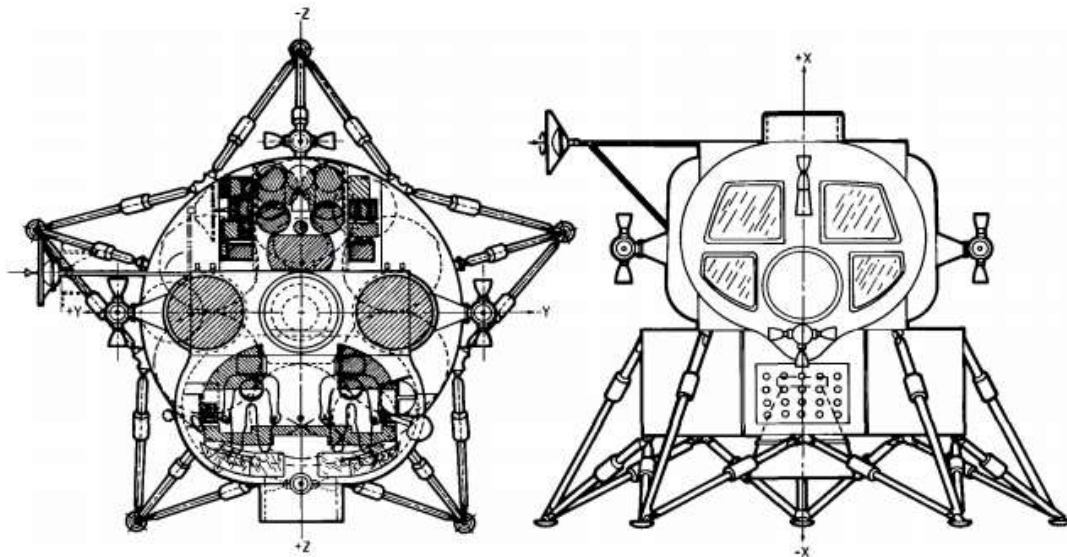


Ilustración 2. Configuración del Módulo Lunar [9]

Posteriormente, la plataforma de descenso se cambió a una con forma de cruz, lo cual favoreció a la elección de una configuración de patas. La siguiente mejora fue la sustitución del sistema de trípode invertido para las patas por una pata en voladizo, ya que las estructuras secundarias en vez de estar unidas al pie de apoyo con la superficie estaban unidas a la estructura principal de la pata, como se puede ver en la Ilustración 3. Para la elección óptima del radio de paso, el cual se define como la distancia del eje vertical de la nave hasta cualquiera de los pies de apoyo, se probaron valores desde 4 hasta 4.5 metros. Finalmente se decidió usar un radio de 4.24 metros para el diseño final del Módulo Lunar.

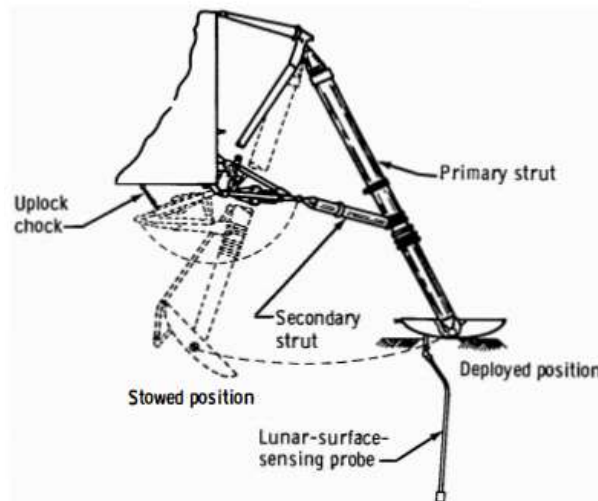


Ilustración 3. Posiciones desplegada y recogida del mecanismo de aterrizaje. [9]

Una de las ventajas del sistema de patas en voladizo era su menor peso, principalmente debido al menor tamaño de la estructura secundaria de las patas. Además, el sistema de unión de la pata con el pie de apoyo era mucho más sencillo al no estar unido con tres subestructuras. Estas dos ventajas compensaban el hecho de que la pata principal tuviera que ser más pesada para poder aguantar los mayores esfuerzos flectores que sufría con este tipo de estructura. Los resultados de estabilidad eran mejores que en el sistema de trípode invertido ya que se obtenía una localización del centro de gravedad más bajo. [9]

El sistema de aterrizaje se mantiene recogido mientras el Módulo Lunar orbita hasta que se inicia el descenso a la superficie lunar. En este momento se despliega el tren de aterrizaje. Cada pata se mantiene recogida mediante una correa de titanio y cuando se produce el despliegue, un sistema pirotécnico separa esta correa permitiendo a las patas moverse hasta su posición final. Las patas se anclan a estas posiciones mediante un mecanismo para cada estructura principal de la pata.

La estructura principal de las patas consta de un cilindro de inercia contenido en otro hueco para soportar los esfuerzos de compresión en el aterrizaje. Al final de la estructura principal se encuentra una almohadilla con la función de ser el pie de aterrizaje de algo menos de un metro de diámetro y con la capacidad de aguantar 7 kPa de presión y mantener su funcionalidad después de impactos con rocas. Además, la almohadilla está construida de aluminio con forma de panal de abeja.

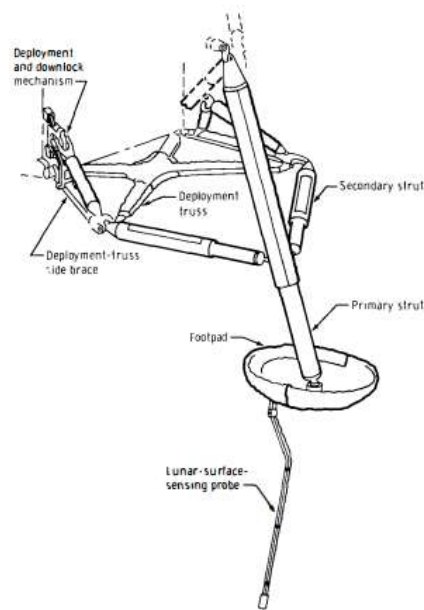


Ilustración 4. Mecanismo de aterrizaje del Módulo Lunar [9]

Se añadieron unos sensores de proximidad a los extremos de las almohadillas, los cuales activarían los motores de aterrizaje automáticamente al estar a la distancia necesaria de la superficie lunar, como se puede observar en la Ilustración 4. Una de las cuatro fue eliminada debido al estorbo que podría suponer para el descenso de la tripulación con la escalera.

La estructura secundaria funciona parcialmente como la primera, ya que ambas tienen el mismo sistema de un cilindro interior y otro hueco exterior a este. El cilindro exterior está conectado a la estructura principal y el interior a la estructura de despliegue. Esta estructura secundaria en conjunto es capaz de aguantar esfuerzos tanto de compresión como de tracción. [9]

2.2 Aterrizajes en la Tierra

La nave Soyuz TMA ha sido utilizada desde el año 2010 hasta el 2016 para realizar el aterrizaje de las misiones con humanos que venían desde la estación internacional. Esta es un desarrollo de la nave Soyuz original, la cual se utilizó desde el año 2000 hasta el 2011. Ambos modelos fueron realizados por la empresa estatal espacial rusa, siendo el modelo principalmente usado para este tipo de viajes. Se realizará una explicación del proceso de entrada y aterrizaje en la Tierra de un caso específico de este modelo con valores reales. [32]

La nave está formada por tres módulos, pero solo uno de ellos debe llegar a la superficie, el módulo de descenso. Una vez perdidos dos tercios del peso del conjunto total, la nave llega a la fase de entrada a 122 km sobre la Tierra, donde se producen fricciones debido a la atmósfera terrestre y las superficies externas empiezan a calentarse. Tras 8 minutos de descenso en la atmósfera, la nave alcanza 828 km/h y en este momento se comienza el despliegue de 4 paracaídas. Dos paracaídas de prueba se despliegan inicialmente y uno de frenado unido al segundo se despliega justo después. Este reduce la velocidad a 287 km/h gracias a sus 24 metros cuadrados de área total.

Finalmente se despliega el paracaídas principal con un área de 1000 metros cuadrados. Se cambia el ángulo de descenso hasta alcanzar 30 grados con respecto al suelo gracias a unos arneses para aumentar la disipación de calor y posteriormente se vuelve a la posición vertical. El paracaídas principal reduce la velocidad a 26 km/h y a un segundo de producirse el aterrizaje, se encienden dos conjuntos de tres motores cada uno para reducir la velocidad hasta menos de 7 km/h y poder aterrizar. Gracias a estos motores de aterrizaje suave, que se pueden observar en la Ilustración 5, se consigue reducir hasta 5 G el impacto con la Tierra, desde los 12 G que sufrirían los astronautas en versiones anteriores. [26]

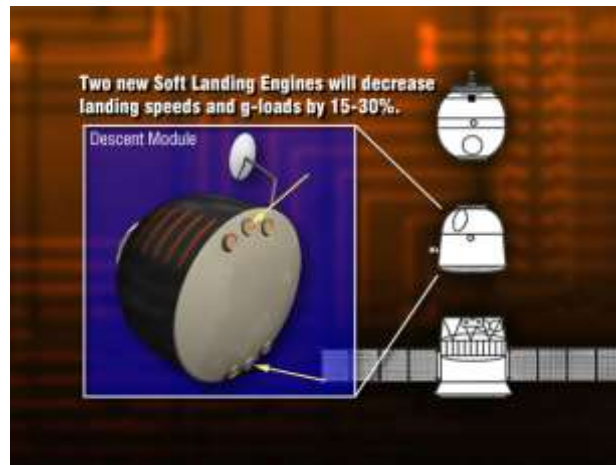


Ilustración 5. Motores de reducción de impacto. [26]

2.3 Misiones a Marte

2.3.1 Mars 2 y 3

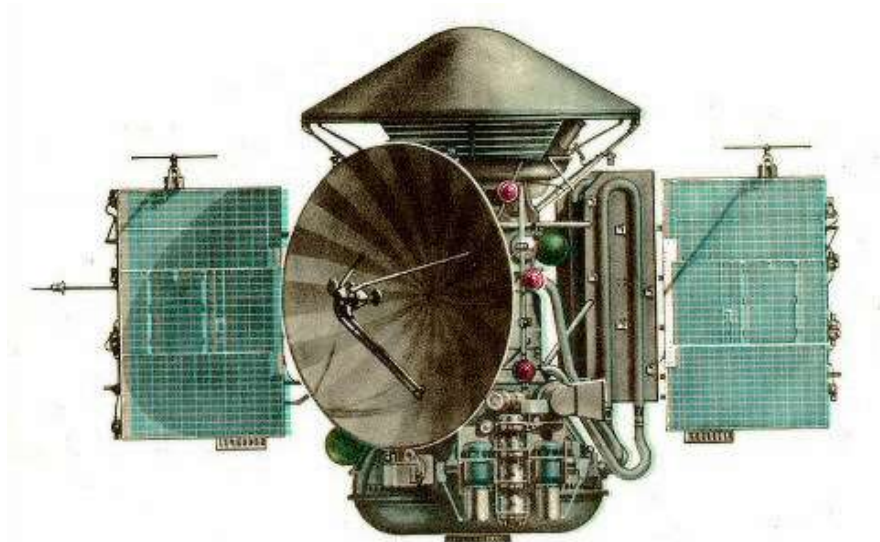


Ilustración 6. Aeronave Mars 3. [37]

En febrero de 1970, Gueorgui Babakin aprobó el diseño preliminar del proyecto M-71, en el cual se determinaba que la nave espacial M-71C despegaría en mayo de 1971. En esta misión se desplegaría el primer satélite marciano y las naves espaciales Mars 2 y 3, las cuales serían las primeras en aterrizar en Marte. [15]

En la etapa final de las naves que se pretendían aterrizar se incluían instrumentos para la medida de la presión atmosférica en Marte, la temperatura, la velocidad del viento, la composición química de su superficie. Cada nave disponía de dos cámaras panorámicas y la Mars 3 fue equipada con un sistema producido por la Unión Soviética y Francia que pretendía estudiar la radiación solar del planeta.

El sistema paracaídas previsto para su uso como freno en el acercamiento al planeta dio problemas en el inicio de las pruebas teniendo que hacer hasta 15 operaciones con distintas condiciones meteorológicas para determinar su funcionamiento. En estas operaciones, se demostraron tendencias al colapso en el momento del despliegue. Para solucionar estos problemas se rediseñó el sistema de paracaídas y se probaron diferentes sistemas de pirotecnias para su despliegue.

Se realizaron 5 pruebas más para comprobar la viabilidad del paracaídas a través de un sistema con una catapulta, un duplicado del suelo de Marte y un muro de protección. Como datos de interés obtenidos en estos ensayos se puede destacar que la temperatura de la superficie del paracaídas osciló de 50 a -50 °C y que la velocidad horizontal alcanzó los 28.5 m/s y la vertical los 12 m/s. También se determinó que la espuma de plástico era un buen material para proteger la cápsula debido a su capacidad de absorción ante los golpes y se obtuvo una fuerza G menor a 180 unidades. [15]

El 21 de noviembre de 1971 se corrigió la trayectoria del Mars 2 debido a que se estaba acercando a Marte, pero finalmente tomó una órbita errónea provocando un ángulo de entrada mayor al debido y este chocó con la superficie antes de que el paracaídas pudiera ser desplegado.

El 2 de diciembre de 1971, el Mars 3 se dispuso a aterrizar en Marte y lo hizo con éxito. Pero tras unos segundos de comunicaciones, la señal se perdió y no se volvió a recuperar. Más adelante se determinó que una descarga provocada por el efecto corona en la antena del transmisor fue la causante de esta pérdida de señal.

El programa de aterrizaje se inició a 46000 km de la superficie de Marte, 17 minutos después entró en la atmósfera a 5800 m/s. Debido a la frenada aerodinámica que sufrió la nave al entrar en la atmósfera, esta sufrió unas fuerzas G muy elevadas que fueron disminuyendo según avanzaba el descenso y controladas gracias a los motores que incorporaba la aeronave. Unos minutos después se activa el sistema de paracaídas, desplegándose primero el paracaídas auxiliar y tras unos segundos este se corta y se despliega el paracaídas principal. Gracias a este, se alcanza una velocidad de descenso inferior a 65 m/s.

A una altura de entre 16 y 30 metros dependiendo de la velocidad a la descendiera el sistema, se debía activar un programa cuya función es la de mandar romper las cintas metálicas que unían el paracaídas principal con el resto del sistema de aterrizaje cuando la velocidad vertical del conjunto fuera de 6.5 m/s. En el mismo momento se inicia el motor que controlará las maniobras de aterrizaje.

Los 358 kg de la estación automática de Marte cayeron libremente alcanzando más de 12 m/s. En este momento se hincha un airbag inferior que expulsa a su vez el aeroshell de la nave y sobre este se produce el aterrizaje a una velocidad controlada gracias al motor activado después de la pérdida del paracaídas, como se puede ver en la Ilustración 7. En este momento se abrieron las protecciones para los instrumentos de medida y se empezó la transmisión con la base terrestre. [15]

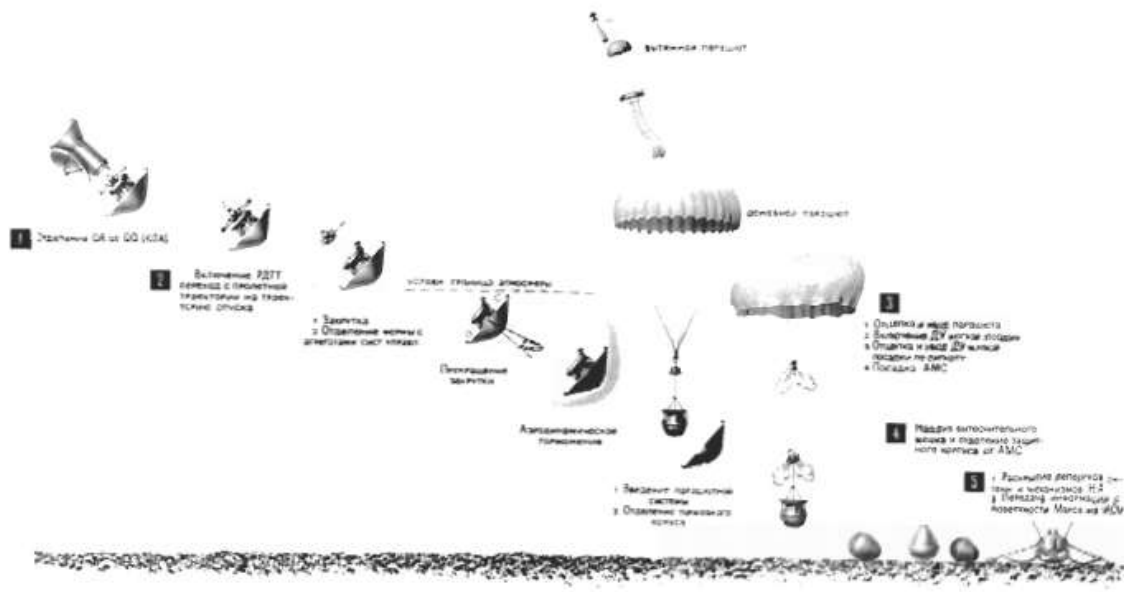


Ilustración 7. Esque del aterrizaje del Mars 3. [15]

2.3.2 Viking Lander I y II

Después de distintas misiones para estudiar Marte como la Mariner 4, 6, 7 y 9; el proyecto Viking fue la culminación para explorarlo siendo la primera misión estadounidense que aterrizó en Marte satisfactoriamente [14]. Se diseñaron dos astronaves iguales compuestas cada una de un sistema previsto para orbitar y otro para aterrizar. Viking 1 despegó el 20 de agosto de 1975 y Viking 2 el 9 de septiembre del mismo año, ambas desde Cabo Cañaveral con éxito. [16]

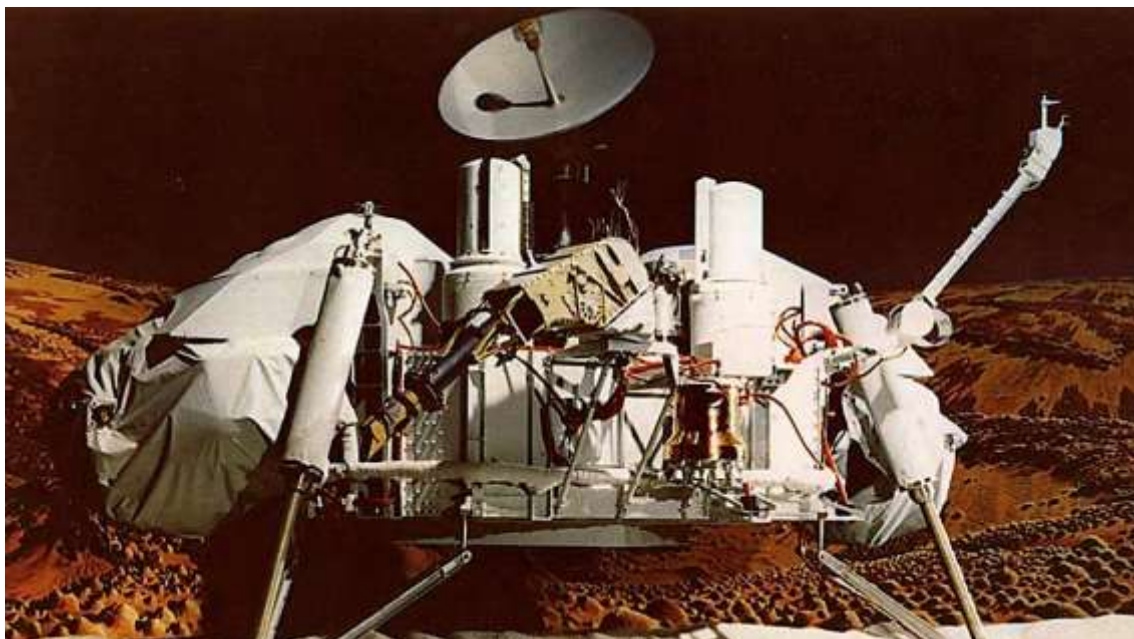


Ilustración 8. Representación del Mars 3 en Marte. [16]

Tras un año de vuelo hacia Marte, llegaron a la órbita de Marte y comprobaron si los lugares previsto para el aterrizaje eran seguros. Ambas zonas previstas para aterrizar no se aprobaron y gracias a las imágenes obtenidas desde la órbita se encontraron dos lugares seguros.

La plataforma de aterrizaje de las naves estaba compuesta por el cuerpo de aterrizaje, el bioshield, el aeroshell, la protección para la base y el sistema de paracaídas y los subsistemas de aterrizaje. Sus dimensiones eran de 3 metros de largo por dos metros de alto y pesaba 576 kg. Se puede ver una representación de la nave en la Ilustración 8. El cuerpo tenía una forma hexagonal y se usaba para guardar los instrumentos de investigación. Disponía de 3 patas de 1.3 metros con una estructura independiente cada una a las que se unían unas almohadillas de 30.5 cm de diámetro. Están realizadas de aluminio con sección de panal para absorber el impacto en el aterrizaje.

El bioshield se utilizó para evitar una sobre presurización y una ruptura de las juntas esterilizadas. Su diámetro era de 3.7 metros con una profundidad de 1.9 metros y estaba hecho de un recubrimiento de fibra de vidrio. El aeroshell era una protección ante el calor hecha de aleación de aluminio con forma de cono. Se sitúa entre el cuerpo de aterrizaje y el bioshield, con unas dimensiones de 3.5 metros de diámetro. Dentro del aeroshell había 12 motores de control cuyo objetivo era el de disponer el ángulo de aterrizaje y reducir la velocidad en la entrada en la atmósfera. [14]

El paracaídas estaba fabricado de poliéster dacron ligero y tenía un diámetro de 16 metros con una masa de 50 kg. Los subsistemas de aterrizaje se dividen en 6 categorías: motores de descenso, equipos de comunicación, fuentes de energía, radares de aterrizaje, almacenamiento de datos y guía de control. Los tres motores de descenso se activan después de la separación del paracaídas ejerciendo una fuerza de 2600 N. Estos motores estaban diseñados de tal forma que no contaminaran la superficie de aterrizaje ni alterasen su composición química.

El radar de altura funcionaba en la fase de entrada y tomó datos desde los 1370 km de altura hasta los 30.5 metros. Además, a 12 km de altura empezó a medir la velocidad horizontal de la aeronave con un error de 1 m/s gracias a cuatro radares Doppler. La energía era obtenida a través de dos generadores termoeléctricos conectados en serie en la parte superior de la cápsula.

Finalmente, los Viking I y II aterrizaron en el año 1976 el 20 de Julio y el 3 de septiembre respectivamente sin complicaciones y las misiones de investigación se alargaron más de lo esperado. Estaba previsto que estuviesen operativos durante 90 días desde el aterrizaje, pero finalmente, y gracias a su generación de energía a través de generadores termoeléctricos radioisótopos aguantaron cumpliendo su función y mandando información hasta los años 1982 y 1980. [14]

2.3.3 Mars Pathfinder

Se trata del primer rover que se enviaba a Marte y suponía una nueva forma de mandar al espacio un vehículo con instrumentos de investigación. Despegó el 4 de diciembre de 1996 y aterrizó en Marte el 4 de Julio de 1997. En esta misión se mandaron una gran cantidad de datos tanto de la atmósfera marciana como de su superficie, pero también sirvió como experimentación para una nueva forma de aterrizaje en la cual se desplegaba un paracaídas para disminuir la velocidad y para frenar el impacto de la caída se hinchaban unos airbags alrededor de la cápsula para que esta rebotara y absorbiera el impacto. [13]

El objetivo principal de la misión era demostrar el asumible coste que tenía mandar un pequeño rover, llamado Sojourner en este caso, con instrumentos de medida científicos y con un aterrizaje sencillo dispuesto solamente de paracaídas, unos pequeños motores y un sistema de airbags. Esta misión serviría como ejemplo para futuras naves en cuanto a su diseño y tecnologías de aterrizaje. Como objetivo secundario, Pathfinder pretendía estudiar rocas de la superficie para conocer cómo fue el desarrollo del entorno en Marte.

A la llegada a la atmósfera de Marte, Mars Pathfinder llevaba una velocidad de 26460 km/h, un 80% mayor que la que llevaba Viking en la década de 1970. Además, el ángulo de entrada a la superficie de la atmósfera fue de 14.2 grados. La mayor deceleración de la nave se produce 70 segundos después de la entrada en la atmósfera y supuso una fuerza de 20 G. Entre 135 y 190 segundos después de la entrada en la atmósfera, se procedería al despliegue del paracaídas a una altura de entre 6 y 10 km. Desde que se despliega el paracaídas el ángulo de aterrizaje va aumentando hasta que el sistema de aterrizaje se sitúa en una posición casi vertical, como se puede ver en la Ilustración 9.

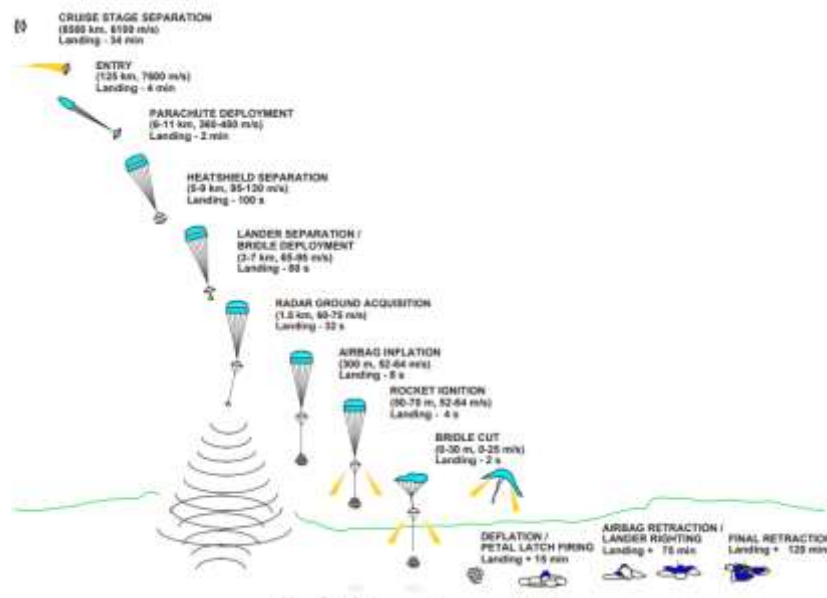


Ilustración 9. Esquema del aterrizaje del Pathfinder. [13]

El heatshield se desprende 20 segundos después de que se despliegue el paracaídas para proporcionar a este el tiempo suficiente para que se infle y alcance una trayectoria estable. A 1.5 km de la superficie el radar de altura comienza a funcionar, calculando de esta manera el momento exacto en el que se tiene que desplegar el sistema de airbags, esto sucederá dos segundos antes de que empiecen a funcionar los motores de asistencia en el aterrizaje, y esto a su vez, será cuatro segundos antes del impacto. La caída final será libre y será el momento en el que actúen los airbags. [13]

Desde la entrada en la atmósfera pasaron en torno a 4 minutos y medio hasta el aterrizaje. La posición de caída puede ser prácticamente cualquiera, ya que depende de lo que se redirija con los motores de asistencia y en el momento en el que se corte la brida que une al sistema de aterrizaje con el paracaídas. Tras el impacto, el sistema de airbags rebotará y rodará hasta que se disipe toda la energía del impacto. Este proceso dura bastantes minutos, pero los impactos posteriores a los primeros no suponen una gran deceleración para el Pathfinder porque cada vez disipa la energía más lentamente al llevar menos velocidad y llegar a menos altura en cada rebote. El cuerpo de la cápsula que protegen los airbags en un tetraedro, en cuyas caras hay un solo airbag de 6 lóbulos cada uno, como se puede ver en la Ilustración 10.

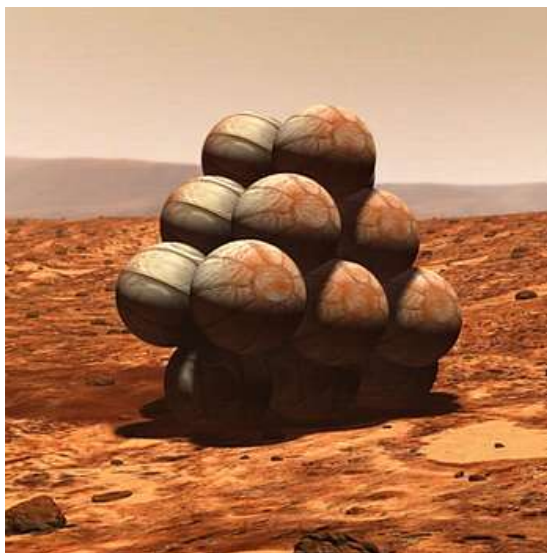


Ilustración 10. Diseño de airbags del Pathfinder. [13]

El lugar de aterrizaje fue Ares Vallis, es un canal de desagüe y fue elegido porque parecía una zona muy segura y tenía una gran variedad de rocas que fueron afectadas en una inundación. Como dijo el Doctor Matthew Golombek, científico del Pathfinder, “examinando rocas en esta región, Pathfinder debería dar información a los científicos sobre un entorno anterior en Marte, lo cual es importante para evaluar la posibilidad de que la vida podría haber empezado allí.”

Cuando la cápsula estaba estable y en posición de reposo, se deshincharon y recogieron los 4 airbags ayudados por unos parches de desinflado que se abren gracias a unos cordones de Kevlar y un motor de retracción. Tras este proceso se abren los pétalos de la nave completamente y se prepara para poder usar las placas solares después del amanecer, ya que aterriza dos horas y media antes de la salida del sol. Cuando la rampa está desplegada el rover empieza su ruta por Marte a una velocidad de 1 cm/s. [13]

2.3.4 Mars Exploration Rover

Los dispositivos de exploración Rover Spirit y Opportunity despegaron hacia Marte el 10 de junio y el 7 de julio respectivamente, con la intención de buscar información sobre la presencia actual o pasada de agua en Marte. Finalmente, aterrizaron los días 3 y 24 de enero.

Uno de los objetivos de la misión era estudiar el terreno y los tipos de rocas que componen la superficie de Marte que podían contener pruebas de la existencia de agua en este planeta. Las aeronaves aterrizaron en puntos muy lejanos en los que había indicios de haber habido agua en el pasado. Un sitio fue el Cráter Gusev, el cual pudo haber sido un lago, y el otro fue el Meridiani Planum, una llanura donde había indicios de haber tenido humedad en el pasado. [12]

La aeronave es separada del vehículo de lanzamiento (Delta II) y es en su interior donde se encuentra el rover protegido. La aeronave dispone de los componentes mecánicos que permiten al rover atravesar la atmósfera de Marte y dejarlo en la superficie. Está basada en la utilizada para el Mar Pathfinder y tiene una masa total de 1063 kg. En la tabla 1 se pueden observar las diferencias de masa entre los componentes. [14]

	Allocated Mass in kg (lbs)	Cumulative Mass in kg (lbs)
Rover	185 kg (408 lbs)	185 kg (408 lbs)
Lander	348 kg (767 lbs)	533 kg (1,175 lbs)
Backshell / Parachute	209 kg (462 lbs)	742 kg (1,636 lbs)
Heat Shield	78 kg (172 lbs)	820 kg (1,808 lbs)
Cruise Stage	193 kg (425 lbs)	1,013 kg (2,233 lbs)
Propellant	50 kg (110 lbs)	1,063 kg (2,343 lbs)

Tabla 1. Reparto de masas de los sistemas de exploración. [14]

El sistema de entrada en la atmósfera, descenso y aterrizaje se compone de un Aeroshell, un paracaídas, el sistema de airbags y la estructura de aterrizaje.

El aeroshell es parte de la protección que tiene el rover durante los 7 meses de viaje a Marte. Su principal objetivo es el de proteger el sistema de aterrizaje del intenso calor que sufre la aeronave al entrar en la delgada atmósfera de Marte durante un aterrizaje de día. Debido a la fricción atmosférica, la superficie exterior sufre una temperatura como la de la superficie del Sol, es decir, 1447 °C. Se forma principalmente de un escudo contra el calor, que además funciona como el primer freno aerodinámico en el proceso de acercamiento, y de un protector trasero que guarda elementos como el paracaídas entre otros. [12]

Para el proceso de aterrizaje, se tuvo que frenar la nave desde unos 19000 km/h hasta 19 km/h al llegar a la superficie. Tras cuatro minutos y con el impacto aerodinámico del Aeroshell, se reduce la velocidad hasta 1600 km/h y se sitúa a 9000 metros sobre la superficie. En este momento se utilizó, al igual que en sus predecesores Viking y Mars Pathfinder, un paracaídas con el mismo diseño que en estas misiones, pero de un tamaño un 40% mayor que el de Pathfinder debido a los Rover eran mucho más pesados. De hecho, las cargas máximas estimadas que puede tener que aguantar el paracaídas están entre 80000 y 84600 N cuando el paracaídas está inflado totalmente. [13]

El paracaídas está hecho de dos materiales muy ligeros como son el poliéster y el nailon, además para la unión de este con el protector trasero se usan tres bridas de Kevlar. Otra condición necesaria de estos materiales es que se puedan acoplar en un sitio pequeño, ya que el espacio disponible para guardarlo es muy pequeño y se guarda a mucha presión.

El sistema de airbags del Pathfinder también fue utilizado para este proyecto y estaba compuesto por 24 lóbulos distribuidos en 4 caras con una forma tetraédrica rodeando el Rover. El material utilizado para estos airbags fue Vectran, un material sintético muy duradero que es el usado para los trajes espaciales de la nasa. Este material tiene casi el doble de resistencia que otros materiales sintéticos y se desenvuelve mejor ante bajas temperaturas. Debido al considerable aumento de peso con respecto a las anteriores misiones, se detectaron desgarros y abrasiones en pruebas realizadas antes del lanzamiento. Como solución, se diseñaron airbags con cámaras de aire doble que solucionaban estos problemas causados por la alta velocidad de impacto y al impacto con rocas. [12]

La altura del rover rodeado de los 4 airbags inflados era de 5.5 metros, como se puede ver en la Ilustración 11. Los lóbulos de cada airbag iban unidos entre sí, ya que esto aportaba rigidez ante las fuerzas de impacto provocadas por el aterrizaje. Un sistema de cuerdas entrelazadas daba la forma a los airbags y hacía el proceso de inflado más fácil. Un interesante dato es el número de rebotes que sufrieron estos Rovers, Spirit lo hizo 28 veces y Opportunity 31 antes de que ambos estuvieran detenidos en la superficie marciana.



Ilustración 11. Sistema de airbags de los dispositivos de exploración. [12]

El sistema de aterrizaje también contaba con tres cohetes de asistencia al descenso. Estos se usarían solo en caso de necesidad como ocurrió en el aterrizaje en el Cráter Gusev. Para saber la distancia a la superficie se utilizaba un radar y cuando se estaba a 2.4 km se activaba el DIMES (Descent Image Motion Estimation Subsystem). Consiste en una cámara que tomaba tres fotos del suelo con un intervalo de cuatro segundos y esto le permitía calcular la velocidad horizontal de la aeronave. El TIRS (Transverse Impulse Rocket System) compensó la fuerza del viento permitiendo un aterrizaje más estable. [12]

2.3.5 Phoenix

La misión Phoenix fue la primera del programa Scout, el cual pretendía crear naves espaciales más pequeñas y más baratas, pero a su vez completamente funcionales. Su nombre viene dado porque se usaron partes de otras naves como el sistema de aterrizaje, el cual se recogió del Mars Surveyor, previsto para 2001 pero que finalmente fue cancelado. [19]

El objetivo de la misión es el de investigar acerca de las posibles reservas de agua sólida bajo tierra en los polos de Marte que el satélite Odyssey descubrió hallando altas concentraciones de hidrógeno en la zona más al Norte del planeta, como se puede observar en la Ilustración 12. [21]

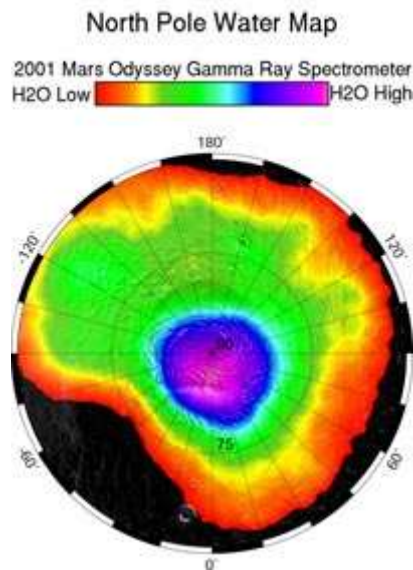


Ilustración 12. Mapa de la cantidad de agua de Marte. [21]

De esta manera, el Mars Phoenix fue lanzado gracias a un Delta II el 4 de agosto de 2007 desde Cabo Cañaveral y el 25 de mayo de 2008 se dispuso a aterrizar en Vastitas Borealis, una explanada ártica de Marte. La nave espacial entró a la atmósfera de Marte a 5,7 km/s, es decir, 20520 km/h; y se consiguió bajar esta velocidad hasta 8,64 km/h. [20]

La masa del conjunto de aterrizaje del Phoenix era menor que en las anteriores misiones, como los airbags utilizados para Pathfinder y los rovers Spirit y Opportunity. Esto le proporcionó a la misión la mayor ratio de peso con respecto a los instrumentos científicos y al peso total en una misión a Marte, cargando 59 kg en instrumentos por los 664 kg totales.

A pesar de que las tres anteriores misiones exitosas a Marte fueron en parte gracias al sistema de aterrizaje mediante airbags, este supondría una masa demasiado grande en esta ocasión por la cantidad de instrumentos de medida que se necesitan. Con el sistema de aterrizaje del Phoenix se consigue un equipo más ligero, pero sin embargo es menos seguro que el aterrizaje con airbags por la confianza que dan estos ante rocas o imperfecciones del terreno. Esta ventaja no es tan relevante en esta misión porque la zona de aterrizaje es llana y los polos no albergan tantas rocas como el resto de superficie de Marte.

Como ya se hizo con éxito en la misión Viking, se usarán propulsores en la parte final del aterrizaje para reducir la velocidad y tres patas que contactarán con la superficie. Sin embargo, la tecnología usada está mucho más desarrollada, utilizando componentes más ligeros y por ejemplo se usan propulsores de pulse firing en lugar de los propulsores controlados del Viking. El sistema de aterrizaje es más parecido al del Mars Polar que al del Viking, pero se han solucionado todos los problemas que le hicieron a este no conseguir aterrizar en Marte.

El paracaídas del Phoenix se separó del conjunto 100 veces más lejos de la superficie que en el caso de Spirit y Opportunity, pero sin embargo, la velocidad de impacto con el suelo será diez veces menor.

La primera frenada se consigue al entrar en la atmósfera gracias a la fricción que genera el heat shield alcanzando este una temperatura de 1420 °C. A 12.6 km de altura y a una velocidad de 2100 km/h se despliega el paracaídas, el cual operará durante 3 minutos, como se puede observar en la Ilustración 13. Durante los primeros 25 segundos se expulsa el heat shield y se extienden las tres patas de aterrizaje. [20]

Cuando el paracaídas se desprende del conjunto, la velocidad de descenso se sitúa en 201 km/h y la nave se encuentra a un kilómetro de altura. En este momento se activan los 12 propulsores de pulse firing que trabajarán según las órdenes del ordenador de a bordo que funciona gracias a la información que el radar le proporciona como la velocidad horizontal y vertical o la altura sobre la superficie.

A unos 30 metros de altura, la velocidad se habrá reducido a 8,6 km/h y la velocidad horizontal se habrá reducido lo máximo posible. La velocidad se mantiene constante hasta que contacta con la superficie y las almohadillas de apoyo de las patas detectarán este contacto con un sensor, haciendo que se detengan los motores y se dé por finalizado el aterrizaje.

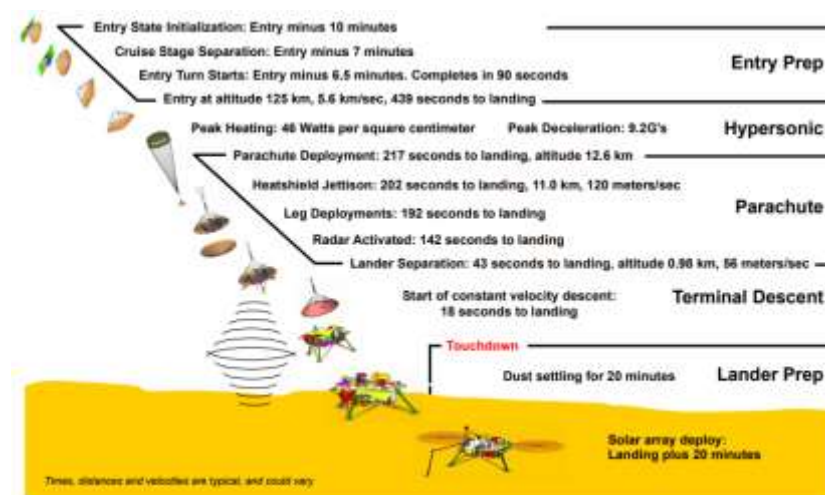


Ilustración 13. Esquema del aterrizaje del Phoenix. [20]

La misión principal estaba planeada para que trabajara durante 3 meses en la superficie y pudiera excavar la capa de hielo y analizar los materiales de esta. Finalmente, tras más de 6 meses de funcionamiento se demostró la existencia de hielo de agua y posteriormente, incluso de nieve. [20]

2.3.6 Mars science laboratory

En esta misión, la Nasa mandó el rover más grande y desarrollado hasta la fecha a Marte el 26 de noviembre de 2011 en el Atlas V 541 desde Cabo Cañaveral. Aterrizó en el Cráter Gale el 6 de agosto de 2012 con un sistema de aterrizaje completamente innovador con el que el rover aterrizaba directamente sobre sus ruedas habiéndose liberado del resto de instrumentos previamente.

El objetivo principal es el de comprobar si el entorno en el pasado fue el adecuado para desarrollar vida en forma de microorganismos analizando el pasado de las rocas actuales. El tamaño del Curiosity es de 3 metros de largo, 2.7 de ancho y 2.2 de alto, y tiene la capacidad de avanzar 30 metros por hora. Explora el Cráter Gale obteniendo información de rocas, del suelo y del aire con su amplio sistema de instrumentos científicos, así como un brazo de 2.1 metros de largo para situar herramientas como taladros cerca de las rocas. [22]

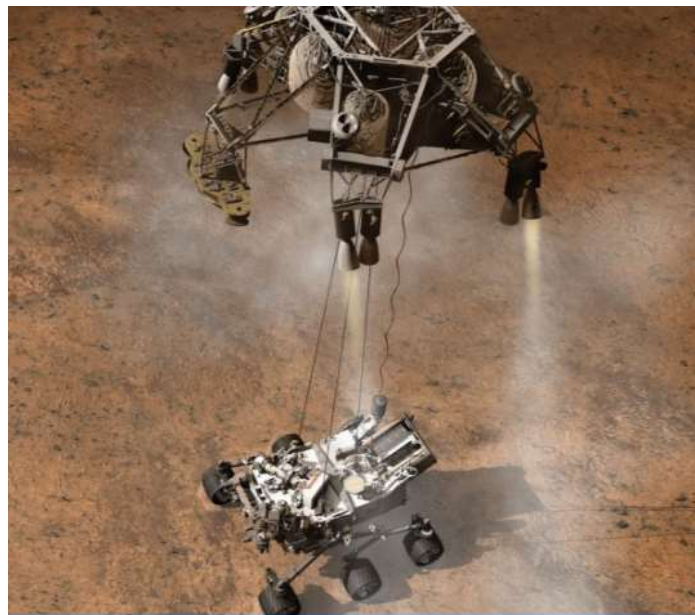


Ilustración 14. Momento del aterrizaje del Curiosity. [22]

La fase de descenso comienza al entrar en la atmósfera de Marte, en la cual la nave viaja a 21250 km/h. En este momento la nave se encuentra a 131 km de altura y a 630 km horizontalmente del lugar de aterrizaje, y la nave rota gracias a unos propulsores para orientar el heat shield en la dirección de avance y que funcione de freno aerodinámico. Tras esto, la nave se deshace de dos masas de tungsteno de 75 kg cada una que hace cambiar el centro de gravedad, provocando una mayor sustentación en el aire que le permite volar con más facilidad, siendo algo fundamental para aterrizar un robot tan pesado y para solventar con más facilidad las impredecibles variaciones de densidad de la atmósfera de Marte.

Un 90% de la deceleración total resulta de la fricción con la atmósfera de Marte, lo cual provoca un pico de calor en el heat shield de 2100°C 75 segundos después de entrar en la atmósfera. 10 segundos después se alcanza la máxima deceleración, pudiendo llegar hasta los 15 G.

Antes de desplegar el paracaídas, la nave se desprende de otros 6 pesos de tungsteno de 25 kg cada uno para volver a situar el centro de gravedad en el eje de simetría, optimizando el posterior descenso con el paracaídas. Este tiene un diámetro de casi 16 metros y se despliega a 11 km de la superficie y a una velocidad de 1460 km/h. 24 segundos después de su despliegue se desprende el heat shield y la “Mars Descent Imager” empieza a grabar hacia la dirección en la que la nave vuela. [22]

A 1.6 km de la superficie y a 288 km/h, se desprende el paracaídas y comienzan a funcionar los 8 motores de la fase de descenso. Cuando la velocidad de descenso es de 2.7 km/h, esta se mantiene hasta el contacto con la superficie. Al llegar a la altura adecuada, se apagan cuatro de los motores y unas cuerdas de nailon bajan el rover hasta la superficie, como se puede ver en la Ilustración 14, en este momento se despliegan las ruedas y las suspensiones de este. Cuando los sensores detectan el contacto se cortan las cuerdas y la plataforma de aterrizaje se aleja al menos 150 metros del rover mediante los propulsores, como se puede observar en la Ilustración 15. En este momento se activa el modo de superficie y se da por finalizado el aterrizaje tras pasar por 6 configuraciones de vehículo distintas y utilizar 72 dispositivos de propulsión.

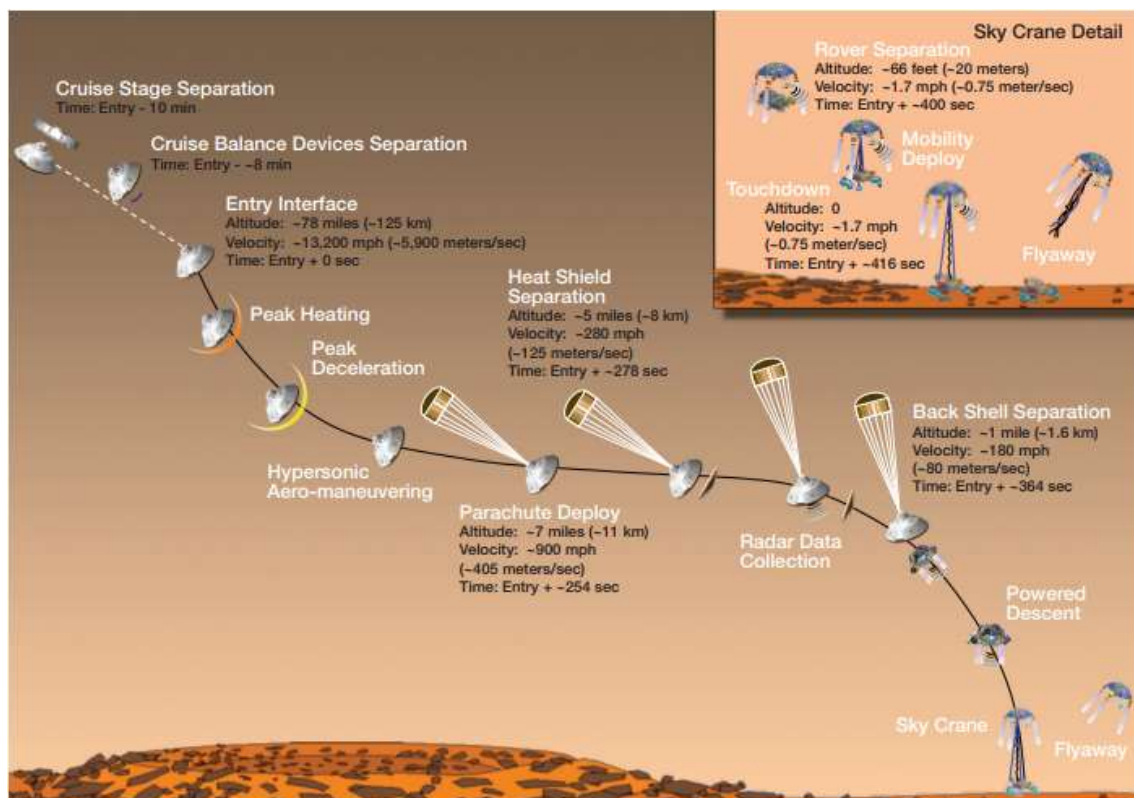


Ilustración 15. Esquema del aterrizaje del Curiosity. [22]

2.3.7 ExoMars

La Agencia Espacial Europea (ESA) desarrolló el programa ExoMars con el principal objetivo de comprobar la existencia de vida en Marte en un pasado. De esta manera, se pretendían buscar evidencias de metano y de otros gases atmosféricos a través de un módulo de demostración que aterrizaría en la superficie de Marte llamado Schiaparelli. A pesar de considerarse un dispositivo de prueba, disponía también de algunos instrumentos científicos que operarían durante unos días. [24]

El Schiaparelli se lanzó el 14 de marzo de 2016 junto a un satélite que orbitaría Marte a un viaje que duraría 7 meses y llegarían el 16 de octubre. En este momento se separarían los dos módulos y el Schiaparelli se activaría antes de entrar en la atmósfera a una altitud de 122.5 km y a una velocidad de unos 21000 km/h. Posteriormente, empezará a ser frenado por la fricción con la atmósfera provocada por el aeroshell hasta alcanzar los 1700 km/h a 11 km de la superficie. En este momento se despliega un paracaídas que tardará en extenderse en torno a un segundo y 40 segundos después se expulsará el aeroshell, como se muestra en la Ilustración 16.

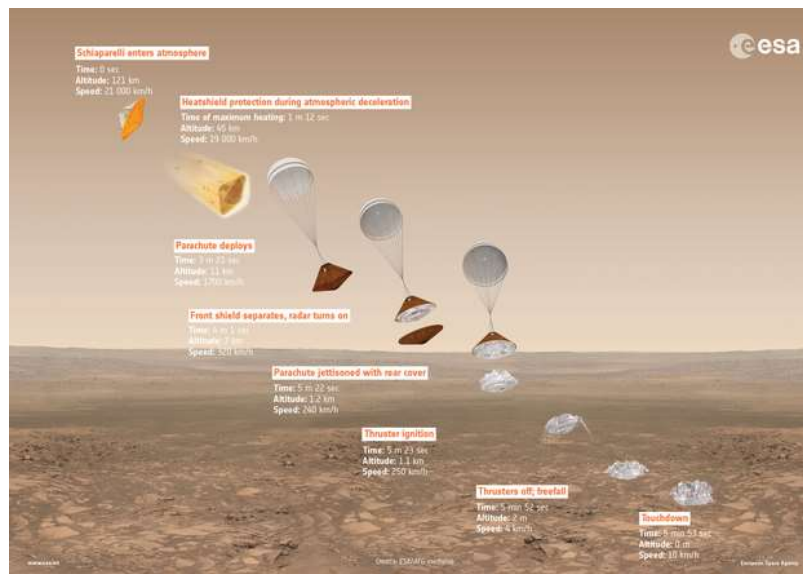


Ilustración 16. Esquema de aterrizaje del Schiaparelli. [23]

Cuando el sistema alcance los 250 km/h se desvinculará del paracaídas y quedará en un estado de caída libre. El paracaídas tiene un diseño heredado del ESA Huygens que le permite liberar parte del gas atmosférico por la parte superior para aportar más estabilidad. En este momento se activarán los tres motores de hidracina, los cuales disminuirán la velocidad hasta ser menor de 7 km/h cuando alcance los dos metros sobre la superficie. Seguidamente la nave se dejará caer desde esa altura absorbiendo el impacto provocado por una caída a unos 14 km/h con una estructura deformable hecha de finos paneles de aluminio en la parte inferior de la cápsula para disminuir la fuerza del impacto y para evitar la posibilidad de vuelco. La capa de absorción fue elegida por su bajo peso y volumen y dispone de una estructura en forma de panal de abejas.

La zona de aterrizaje prevista era Meridiani Planum pero lamentablemente el aterrizaje no se produjo como estaba esperado. El ángulo de inclinación medido por la cámara de descenso y por el radar Doppler, como se pueden ver en la Ilustración 17, no fue el correcto debido a la saturación del paracaídas y a las oscilaciones sufridas. Esto provocó un fallo en el procedimiento de aterrizaje que hizo que el sistema se dejase caer libremente a una altura de 3,7 km, lo que conllevó un impacto con la superficie a una velocidad de 540 km/h y por tanto el fin del envío de información desde el Schiaparelli. [25]

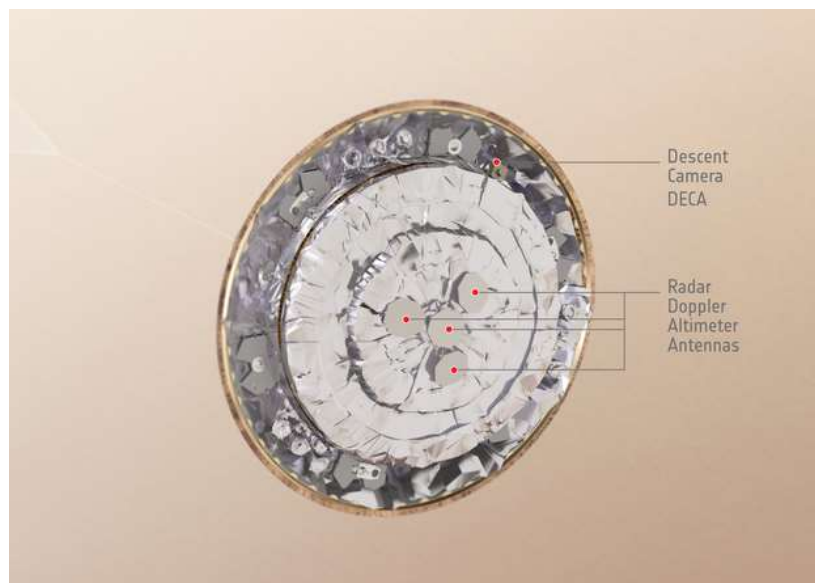


Ilustración 17. Radar y cámara inferiores del Schiaparelli. [24]

3. Metodología

3.1 Método de los elementos finitos

Para optimizar el sistema de airbags de una astronave se utilizará Abaqus, un software basado en el método de los elementos finitos. Se trata de un programa para realizar pruebas a productos mediante herramientas de simulación para aplicaciones industriales diversas abarcando desde maquinaria industrial hasta la industria aeroespacial. Cuenta con funciones tales como el análisis de impactos o el estudio de la vibración dinámica. Dispone de interfaces independientes como la de mallado, resultados o ensamblaje. Además, se pueden importar modelos de CAD para mallarlos y se considera un programa apto para nuevos usuarios y a su vez, también para otros más experimentados por sus extensas capacidades. [27]

El método de los elementos finitos destaca por ser muy útil en el ámbito práctico de la ingeniería de estructuras. Es una herramienta muy potente pero no da como resultado un valor exacto, se trata de un valor aproximado con el que el ingeniero ha de juzgar los resultados.

El procedimiento consiste en separar el elemento sólido, el cual está sometido a cargas y a ligaduras, en elementos más pequeños unidos por nodos. Los desplazamientos de los elementos estarán en función de los de los nodos. De esta manera, y mediante la construcción de la matriz de rigidez del sólido determinado se puede obtener el movimiento de cada uno de los nodos. Gracias a los desplazamientos obtenidos, se obtienen las tensiones y deformaciones en los diferentes puntos del interior del elemento, aunque no de una forma exacta.

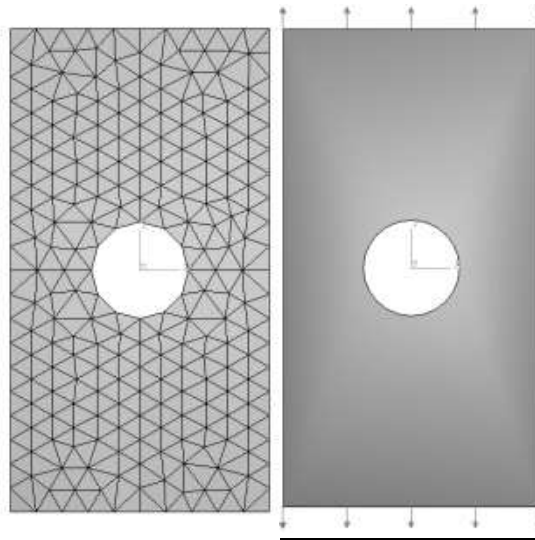


Ilustración 18. Ejemplo de malla. [29]

En la ilustración 18 se muestra un ejemplo del mallado realizado para un sólido con unas cargas. Se procede a dividirlo en pequeños fragmentos, los cuales pueden ser triangulares, cuadrangulares o una combinación entre ambas, entre muchas otras. Para obtener un resultado más ajustado a la realidad, basta con aumentar el número de nodos de la malla o con disminuir el tamaño de los elementos. En este caso, el círculo interior se ha transformado en un dodecaedro, pero si se aumentara el número de elementos en la malla, este acabaría pareciendo más a un círculo y el resultado sería más exacto. [28]

Este mecanismo se puede exportar al ámbito de las tres dimensiones, y así es como funciona la simulación del programa Abaqus. El modelo se malla según la precisión elegida por el usuario y así se obtendrá un resultado simulado de los movimientos, fuerzas, aceleraciones o muchos otros parámetros de los elementos en los que se ha dividido el modelo.

3.2 Caso específico

3.2.1 Variables fundamentales

De esta manera, siendo el objetivo el de optimizar un sistema de airbags para una astronave, se simularán distintos modelos para ver en cuáles se obtienen mejores resultados y las razones de estos datos. Los valores que se estudiarán serán principalmente tanto el módulo de la aceleración como sus componentes en el centro de gravedad de la cápsula en el momento de los impactos contra la superficie. Estos valores nos aportarán información sobre la violencia del impacto y será la principal variable que minimizar. Las gráficas usadas de Abaqus usan siempre las unidades del Sistema Internacional.

En la etapa inicial se añade una velocidad al conjunto de 25 m/s. Esta velocidad no tendrá que ser aplicada simplemente a la cápsula, sino también a los airbags ya que sufrirían unas aceleraciones muy fuertes inicialmente de no ser así. Para evitar que la velocidad aumente hasta el impacto con la superficie, se situará la aeronave muy cerca de la superficie y así chocará a la velocidad requerida.

En cuanto a la aceleración de la gravedad en Marte, se añadirá en la etapa de impacto afectando al modelo entero con un valor de $3.711 \frac{m}{s^2}$.

3.2.2 Energías

Se estudiará la energía de disipación debida a la fricción a lo largo del tiempo en el que se producen continuos rebotes con la superficie. Para obtener estos datos se aplicarán en la superficie de contacto que simula el suelo de Marte, unas especificaciones de “hard contact” con una penalización de contacto de 0,2. Esto significa que los movimientos relativos se limitarán al ámbito elástico y las penetraciones con las superficies de contacto se aplicarán a las fuerzas de penalización [30]. También se produce disipación energética por rozamiento entre los airbags del modelo. Estos sufren deformaciones debido al hinchado y a los impactos con la superficie, lo que genera una fricción entre ellos que produce a su vez una disipación de energía.

Se estudiará la energía cinética de todos los modelos, la cual informará del modelo que tenga una masa mayor a velocidades iguales. Sin embargo, la energía más alta en todos los modelos será la energía interna debido al alto volumen de fluido gaseoso que tienen. Finalmente se aportará la energía total para comprobar la proporción de cada una de las energías en el modelo.

3.2.3 Diseño

Para diseñar los airbags se seleccionará una parte deformable de tipo membrana realizada por revolución, mientras que para la cápsula se elegirá una parte deformable y sólida creada por extrusión. Sin embargo, para la creación de los airbags, se optó por crearlos sólidos ya que esto facilitaba el proceso de creación de las tapas tras hacer los cortes con la cápsula. Una vez dada la forma requerida, el sólido se transforma en membrana con una herramienta de Abaqus. Además, se define inicialmente una distancia máxima entre las caras del prisma y los puntos más alejados de los airbags a estas de 2.4 metros para evitar crear un modelo demasiado grande.

El volumen predeterminado elegido para la cápsula es de 1 m^3 . Se determinó como condición que la altura fuera 1.5 veces el lado. De esta manera, los lados de los pentágonos serán de 0.729 m, como se puede ver en la Ilustración 19, y la altura del prisma de 1.09 m, quedando con un volumen final de 0.999 m^3 .

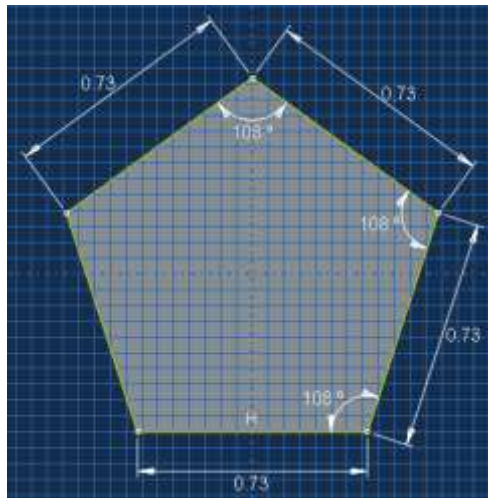


Ilustración 19. Boceto del prisma pentagonal.

La masa de la cápsula es de 500 kg, a la cual hay que sumarle la de los airbags. Este puede ser un factor importante porque, aunque en el análisis con Abaqus la masa del conjunto solo importa para la fase del aterrizaje, para una situación más realista, esta se intentaría minimizar para facilitar el viaje. En la Ilustración 20 se puede observar la forma tridimensional del prisma.

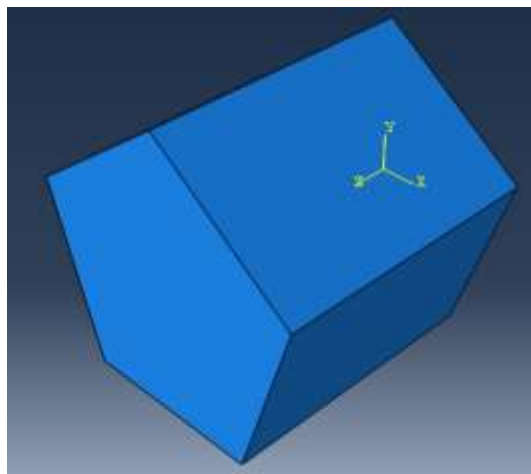


Ilustración 20. Vista isométrica de la cápsula.

Para definir la superficie de Marte se creará una parte tipo 3D rígida analítica la cual está asociada a un nodo de referencia de cuerpo rígido, como se puede ver en la Ilustración 21. Para este tipo de superficie se define una orientación, siendo la externa la que puede soportar el contacto con otros elementos. Además, este tipo de superficies disminuye el tiempo de procesado ya que admite curvas y el programa no tiene que analizar una gran cantidad de líneas rectas. [29]

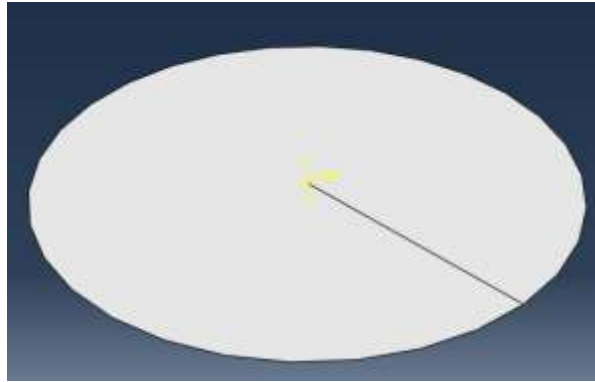


Ilustración 21. Superficie simulada de Marte.

3.2.4 Materiales

En cuanto a los materiales que se van a utilizar para la simulación de este modelo se han elegido dos iniciales, uno para los airbags y otro para la cápsula que simula a la astronave. Para los airbags se usa un elastómero estándar, el cual se define en Abaqus con sus características físicas. Se le denomina como un material de Mooney-Rivlin con una densidad de $1068 \frac{kg}{m^3}$ y se define por 3 coeficientes:

1. $C10=0.690 MPa$
2. $C01=0.173 MPa$
3. $D1=1.45E-8 Pa^{-1}$

Se le asigna una sección “Shell-membrane” para que funcione como lo haría un airbag y se le aplica un espesor de 10 mm en todos los modelos, como se puede observar en la Ilustración 22.

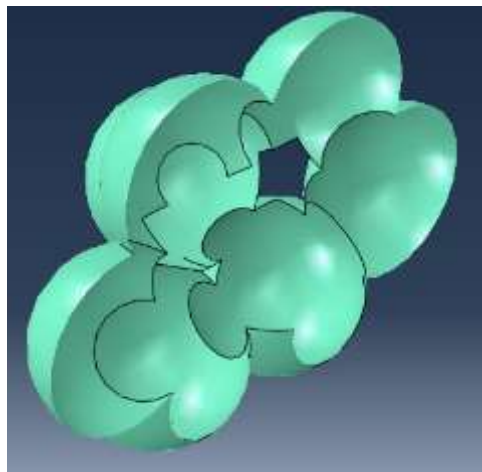


Ilustración 22. Vista isométrica con corte.

Para el material de la cápsula se opta por uno elástico isotrópico con un módulo elástico $E=2.1 GPa$ y con un módulo de Poisson de $\nu=0.3$. Además, se determina que la masa de la cápsula ha de ser de 500 kg y su volumen de $1 m^3$, por lo que su densidad será de $500 \frac{kg}{m^3}$.

Al elegir la sección, se tomará la opción “Solid-homogeneous”, ya que queremos un sólido macizo para que su centro de gravedad se encuentre en el centro de la cápsula y se puedan tomar desde ahí los datos pertinentes.

3.2.5 Mallado

En cuanto al mallado, para los airbags se utiliza el tipo M3D4R, el cual equivale a una membrana cuadrangular de 4 nodos con integración reducida, como se puede ver en la Ilustración 23. Esto se utiliza para disminuir el número de coordenadas Gaussianas que se utilizan y por tanto reducir el tiempo de procesamiento, aunque en detrimento de la exactitud en el cálculo. Además, se utiliza un control de “reloj de arena” para evitar que las deformaciones en ciertos nodos produzcan esfuerzos y tensiones innecesarios. [29]

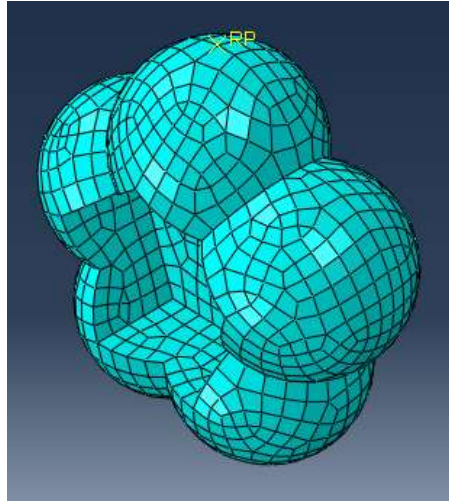


Ilustración 23. Ejemplo de malla M3D4R.

Para el mallado de la cápsula se aplica el tipo C3D8R, compuesto por bloques lineales de 8 nodos con integración reducida y control de reloj de arena al igual que en el caso de los airbags, como se puede observar en la Ilustración 24.

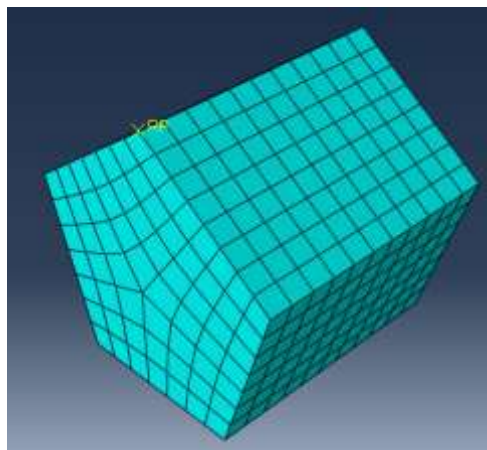


Ilustración 24. Ejemplo de malla C3D8R.

El número de elementos en el mallado dependerá del factor “seed”, para el cual se aplicará un valor diferente en cada modelo según las características de diseño de cada uno. Para aproximar qué valor del número de elementos es adecuado se realizará un análisis de convergencia. Con este podremos determinar un valor que nos asegure una buena precisión pero que a la vez no ralentice el tiempo de proceso innecesariamente.

El análisis de convergencia se llevará a cabo comparando en un gráfico de dispersión el número de elementos de los airbags con la altura que alcanza el centro de gravedad de un modelo específico en el segundo uno. Para ello se restarán los 715 elementos de la cápsula prismática al número de elementos totales del modelo.

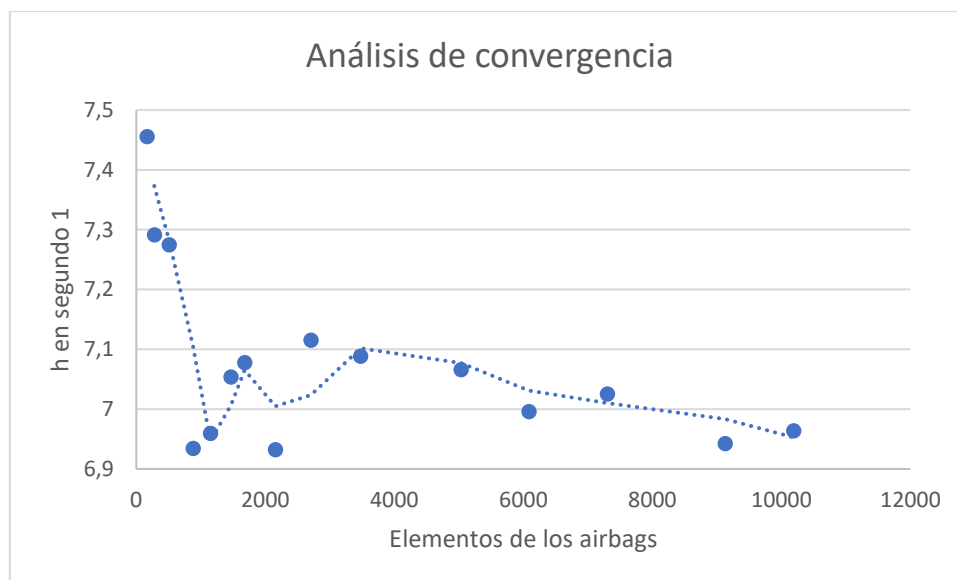


Ilustración 25. Análisis de convergencia.

Como se puede apreciar en la Ilustración 25, se han calculado los valores de la altura cambiando el número de elementos de los airbags a través del comando “Seed”. Para un bajo número de elementos el resultado es mayor y a medida que el número de elementos se aumenta, la altura se estabiliza formando una curva que tiende asintóticamente hacia un valor estable. A partir de 4000 elementos se estabilizan los valores obtenidos y el cambio en el resultado empieza a ser muy pequeño.

Por tanto, alrededor de 4000 elementos se considera un valor medio a partir del cual se pueden obtener unos valores realistas, pero sin aumentar el tiempo de proceso de Abaqus. El número de elementos también dependerá de la geometría específica del modelo, ya que si este es más complicado o más grande se necesitará un número de elementos mayor.

3.2.6 Uniones y contactos

Para realizar la unión entre los airbags y la cápsula se usa una coacción “tie”. Este tipo de coacción junta dos superficies durante la simulación uniendo los nodos cuando las superficies están muy juntas una de otra. Una de las dos superficies se define como la superficie esclava y la otra como la maestra. [29]

Hay varias opciones dentro del contacto tie, ya que se puede elegir una unión superficie a superficie o nodo a superficie. Utilizaremos la opción superficie a superficie, la cual optimiza la precisión de los esfuerzos y elimina los nodos de la superficie esclava para que no entren en conflicto con los de la maestra, como se puede ver en la Ilustración 26.

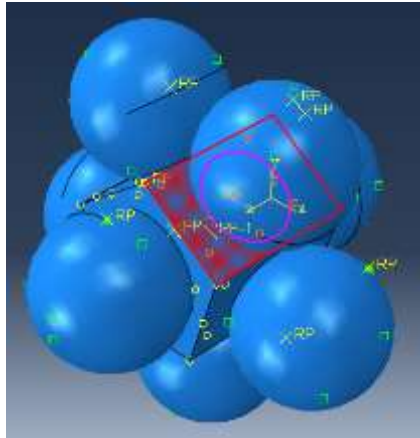


Ilustración 26. Contacto Tie con superficie maestra y esclava.

Se puede añadir una distancia de tolerancia específica para determinar la separación que debe haber entre los nodos para que estos se unan. Se usará la distancia predeterminada, la cual hace que solo se unan los nodos de las distintas superficies que están muy cercanos.

En cuanto al contacto entre las superficies que no están unidas, se encontraría el choque de los airbags con la superficie de Marte o con el resto de elementos con los que se realizarán pruebas. En estos contactos serían en los que se produciría la pérdida energética de disipación debido a fricción como se ha explicado anteriormente.

Como método de unión entre los airbags entre sí también se utiliza una unión tipo “tie” definiendo uno de los airbags como esclavo y el resto a los que está unido, como maestros. Esto evita deformaciones demasiado grandes en determinadas geometrías más complejas.

3.2.7 Coacciones

A la cápsula prismática pentagonal, se le asignará una coacción de cuerpo rígido, como se puede ver en la Ilustración 27. Este concepto se basa en que todo el conjunto seleccionado se regirá por el movimiento de un solo nodo considerado el nodo de referencia del cuerpo rígido. La posición relativa del resto de los nodos con respecto a este permanecerá constante durante la simulación. Los cuerpos rígidos pueden estar unidos a otros cuerpos rígidos, o como en este caso, a cuerpos deformables.

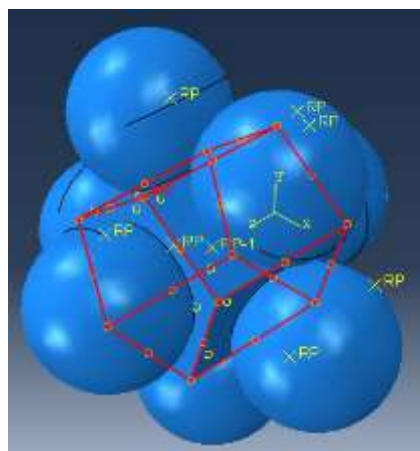


Ilustración 27. Coacción de cuerpo rígido.

Se toma esta decisión, ya que no está prevista una deformación de la cápsula debido a la protección que tiene gracias a los airbags, y si las hubiera, las deformaciones serían despreciables. Esto ahorra tiempo de procesado y simplifica el problema.

En cuanto a las coacciones de la superficie de Marte serán asignadas a la etapa inicial de la simulación. Se le impedirá el desplazamiento y la rotación a un punto cualquiera de la superficie creada, haciendo que la superficie en su conjunto quede en un estado inamovible e indeformable.

3.2.8 Fluidos

En el caso del fluido que hay en los airbags, se definirá una cavidad fluida en el interior de estos. Las superficies de cavidad fluida pueden usarse para llenarla de líquido o gas, aire en nuestro caso. Se necesita que la superficie cierre totalmente la cavidad y que se asigne un nodo de referencia de la cavidad. Además, este tipo de cavidad solo funcionará si la temperatura y la presión en el interior son constantes.

Se elige la capacidad calorífica del gas, con un valor de $28,96 \text{ J/mol/K}$ y se determina la presión del ambiente. Al ser esta de 600 Pa , es decir, un 0,6% de la presión de la Tierra; se considera nula ya que en comparación con la presión en el interior de los airbags también será mucho menor. Finalmente se selecciona la presión del interior de la cavidad fluida que variará desde 50000 Pa hasta 200000 Pa dependiendo de la simulación.

3.2.9 Condiciones de contorno

Para la simulación de los diferentes modelos, estos se definirán con distintas condiciones de contorno para obtener más resultados. En primer lugar, se utilizará una superficie redonda de 500 metros de radio que simulará la superficie de Marte como ya se ha explicado. En esta situación, se hará impactar el conjunto con el suelo a 25 m/s como máximo de forma vertical y rebotará repetidas veces. La aceleración máxima se conseguirá en el primer choque por lo que el tiempo de la etapa de impacto será de 1 segundo para evitar excesivos tiempos de procesado.

Otro método que se probará será el de hacer rebotar el sistema en otra condición de contorno, pero dentro de una esfera vacía que actuaría como suelo de Marte para analizar cómo afecta el tipo de bote a cada diseño específico. Se creará una parte tipo 3D rígida analítica, pero usaremos el comando “revolved Shell” para poder realizarlo, como se puede observar en la Ilustración 28. El diámetro de la esfera dependerá del diseño de cada modelo y se suprimirá la aceleración de la gravedad para que pueda rebotar por más tiempo dentro de la esfera.

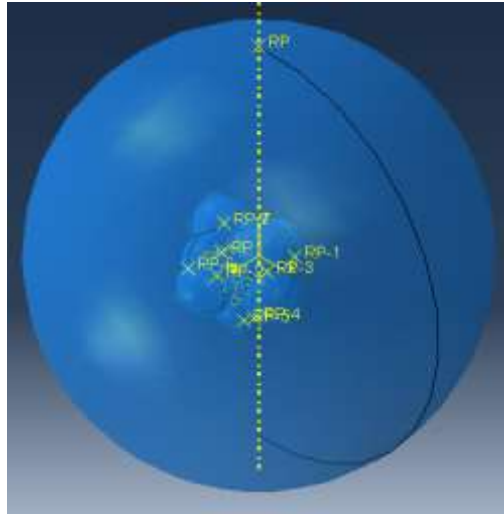


Ilustración 28. Condición de contorno basada en esfera hueca.

3.2.10 Hipótesis

- A pesar de que el material de la cápsula sea deformable, la condición de cuerpo rígido provoca que se comporte como un sólido indeformable.
- El gas utilizado es aire y se sigue la hipótesis de la ecuación del gas ideal.
- La superficie de Marte y de la esfera hueca utilizada como condición de contorno se define como rígida.
- Los valores viscosos que afectan en el problema se mantienen por defecto.

4. Resultados

4.1 Modelo 1

Modelo	Modelo 1	
	Máxima módulo	Máxima Componentes
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	428	424
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	13	
Presión (Pa)	10^5	
	Número de elementos	Seed
Mallado	3497	0.1
Número de cavidades	7	
	En un solo choque	
Energía debida a la fricción (J)	4000	
Energía cinética máxima (J)	160000	
Energía interna (J)	415000	
Energía total (J)	615000	

Tabla 2. Resultados del modelo 1.

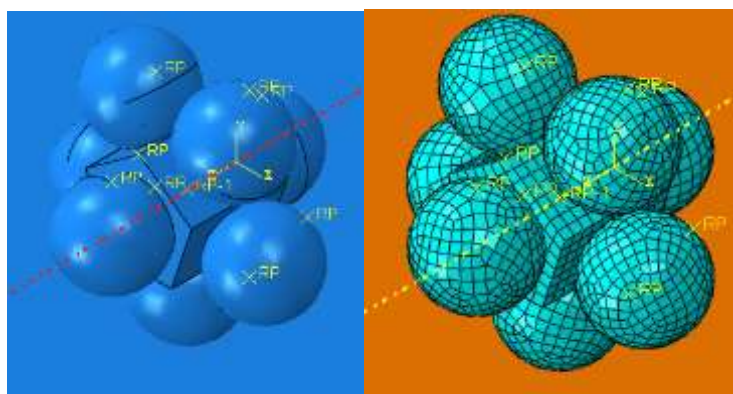


Ilustración 29. Diseño y malla del modelo 1.

Este fue uno de los primeros modelos con unos resultados correctos. El diseño se basa en 7 airbags formados a partir de esferas de radio de 0.5 metros. Se crea una esfera cortada con el prisma pentagonal, obteniendo un airbag con una tapa de 0.4 metros de radio. Este airbag es replicado hasta obtener 7 y cada uno es colocado en el centro de cada una de las caras del prisma, como se puede ver en la Ilustración 29.

Para evitar la deformación excesiva del airbag, y el consiguiente contacto de la cápsula con la superficie, se aplica a los airbags una presión de 100000 Pa. Esto provoca una deformación de los airbags debido al inflado en el momento inicial y durante el descenso a la superficie.

Con estas características, el modelo aguanta una velocidad totalmente vertical de 15 m/s antes del contacto de la cápsula con la superficie, pero en 13 m/s se obtiene un resultado de la aceleración mucho más favorable. Se alcanza un máximo de $428 \frac{m}{s^2}$ en el momento del impacto, considerándose un valor que la cápsula y sus componentes internos puede aguantar basándonos en los resultados de la Nasa en modelos parecidos que lanzó, situándose en torno a los $500 \frac{m}{s^2}$ en el momento del choque. Mientras la cápsula desciende y posteriormente, asciende, se observa una oscilación de la aceleración con picos de $100 \frac{m}{s^2}$ debido a que el conjunto del modelo se compone de elementos que funcionan independientes y la velocidad no se mantiene constante en todos sus puntos en el mismo momento.

El problema del modelo estudiado es que la velocidad de caída que resiste no es elevada y sería necesario un descenso con propulsores muy controlado para que la velocidad de aterrizaje fuera menor a 13 m/s.

En cuanto al mallado, el modelo tiene un número total de elementos de 3497, sin embargo, 715 de estos elementos pertenecerán al mallado de la cápsula prismática pentagonal. Esta tiene un mallado de tipo C3D8R compuesta por elementos hexaédricos que se mantendrá constante en el resto de modelos.

La malla de los airbags es del tipo M3D4R, la cual tiene elementos triangulares y cuadrangulares. Este modelo tiene 2682 elementos cuadrangulares, siendo esta la forma principal de mallado, acompañado de 100 elementos triangulares, los cuales permiten adaptarse mejor a la malla en geometrías específicas.

En el muestreo de la energía cinética se observa como en el momento del impacto, esta se reduce hasta 0 para volver a aumentar en la subida. Se repite este ciclo durante los botes hasta que la energía llega a 0 en el momento en el que el conjunto se detiene.

4.2 Modelo 2

Modelo	Modelo 2	
	<i>Máxima módulo</i>	<i>Máxima Componentes</i>
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	562	560
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	13	
Presión (Pa)	10^5	
	<i>Número de elementos</i>	<i>Seed</i>
Mallado	3497	0.1
Número de cavidades	7	
	<i>En un solo choque</i>	
Energía debida a la fricción (J)	2000	
Energía cinética máxima (J)	82000	
Energía interna (J)	271000	
Energía total (J)	330000	

Tabla 3. Resultados del modelo 2.

Este modelo tiene las mismas características y dimensiones que el modelo anterior, pero se ha añadido una tensión circunferencial a los airbags para compensar el efecto de la presión que provocaba una gran deformación.

$$\sigma_{\theta} = \frac{P \cdot R}{2 \cdot e}$$

Incluyendo los valores de la presión (P) de 100000 Pa, el radio de las esferas originales (R) de 0.5 metros, y el espesor de los airbags (e) de 0.01 metros; se obtiene un valor de la tensión circunferencial (σ_{θ}) de $2.5 \cdot 10^6$ Pa.

Gracias a este valor incluido en el modelo, se consigue que los airbags no se deformen tanto debido a la elevada presión y mantengan el diseño relativamente constante. Sin embargo, la deformación del modelo anterior provocaba un aumento del tamaño de los airbags, y por tanto una mejor absorción del impacto, por lo que en este caso se obtiene un módulo de la aceleración máximo de $562 \frac{m}{s^2}$ con una velocidad de 13 m/s.

En cuanto a la pérdida de energía debida a la fricción, se observa un descenso en este modelo con respecto al anterior de 4000 a 2000 Julios, ya que la superficie es reducida gracias a la tensión aplicada en los airbags. También hay un cambio en la energía cinética, llegando a ser la mitad con respecto al modelo anterior. Esto se debe a que la masa calculada por el programa en este modelo es mucho menor que en el anterior debido al descenso del volumen máximo alcanzado por los airbags.

4.3 Modelo 3

Modelo	Modelo 3	
	<i>Máxima módulo</i>	<i>Máxima Componentes</i>
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	4600	4600
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	12	
Presión (Pa)	10^5	
	<i>Número de elementos</i>	<i>Seed</i>
Mallado	3949	0.1
Número de cavidades	1	
<i>En un solo choque</i>		
Energía debida a la fricción (J)	22000	
Energía cinética máxima (J)	450000	
Energía interna (J)	$2.4 \cdot 10^6$	
Energía total (J)	$2.65 \cdot 10^6$	

Tabla 4. Resultados de modelo 3.

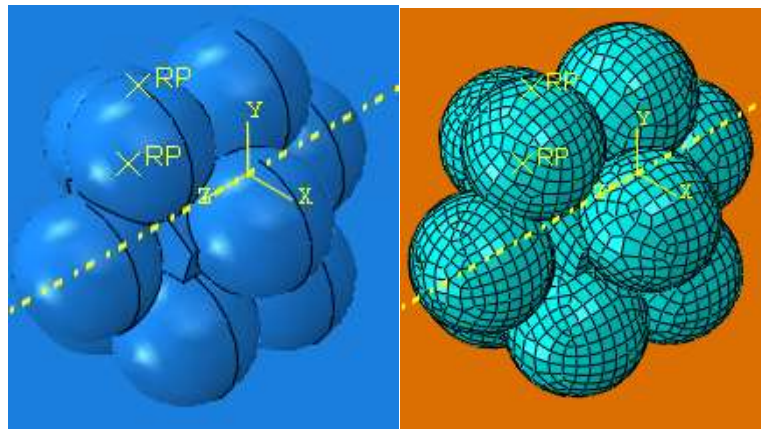


Ilustración 30. Diseño y malla del modelo 3.

En este modelo se trató de proteger lo máximo posible la cápsula a través de airbags del mismo radio todos ellos. Estos se desarrollan a partir de esferas de 0.5 metros de radio repartidas en las cinco aristas más largas del prisma. Se colocaron con una secuencia de dos airbags a lo largo de una arista por un airbag en la siguiente, con una repetición de dos airbags en las aristas inferiores, como se puede ver en la Ilustración 30. Finalmente se añadió un airbag de las mismas características anteriores en cada cara frontal.

Con este diseño, en el cual, todas las esferas están unidas, se decide crear una sola cavidad donde alojar el fluido para probar la eficacia de este método. Para hacer esto posible, se crea una unión de todos los airbags, creando con todos ellos una sola superficie y se retiran las tapas que separan los airbags.

Se crea este modelo con la intención de que el conjunto de esfuerzos se pueda repartir entre todo el volumen de aire independientemente del lugar en el que impacte. Sin embargo, se obtuvo un resultado negativo en cuanto a la aceleración porque el fluido se desplaza hacia la zona donde no se produce el impacto y por tanto la cápsula choca con la superficie, obteniéndose una aceleración máxima de más de $4000 \frac{m}{s^2}$.

A pesar de la inclusión de una tensión circunferencial de $2.5 \cdot 10^6$ Pa, la equivalente para una presión de 10^5 Pa y para un radio de 0.5 metros, al tener una geometría irregular el conjunto de airbags sufre una gran deformación. Esto provoca que aumente el volumen de la cavidad con el consiguiente incremento de la superficie de contacto y se obtiene una pérdida de energía debida a la fricción de 22000 J.

La energía cinética tiene un valor inconstante debido al balanceo que produce el airbag con respecto a la cápsula. Esto genera unos cambios de velocidad continuos y junto al resultado excesivo de la aceleración, este modelo quedaría descartado como diseño final.

4.4 Modelo 4

Modelo	Modelo 4	
	Máxima módulo	Máxima Componentes
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	506	502
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	19	
Presión (Pa)	$2 \cdot 10^5$	
	Número de elementos	Seed
Mallado	2393	0.1
Número de cavidades	2	
	En un solo choque	
Energía debida a la fricción (J)	10900	
Energía cinética máxima (J)	277000	
Energía interna (J)	$1.4 \cdot 10^6$	
Energía total (J)	$1.57 \cdot 10^6$	

Tabla 5. Resultados de modelo 4.

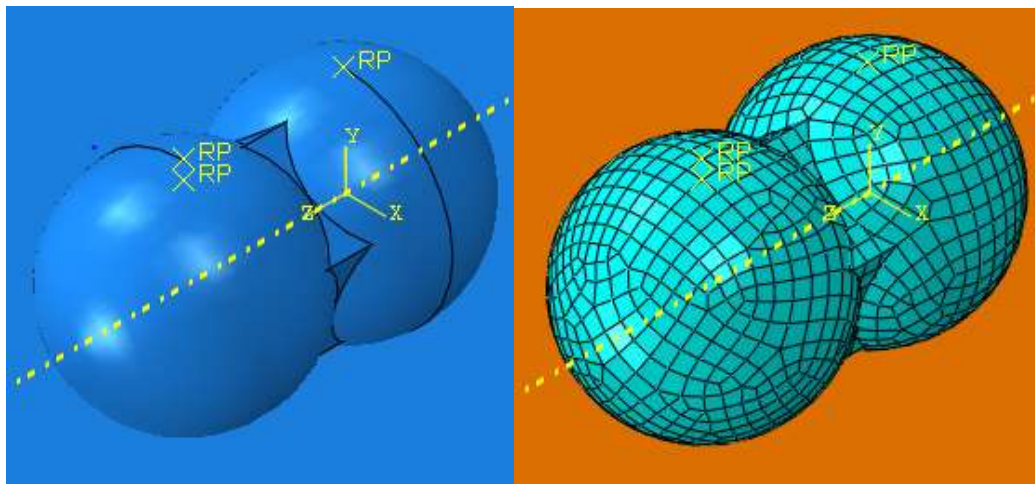


Ilustración 31. Diseño y malla del modelo 4.

Con el objetivo de probar todo tipo de modelos, se decidió crear uno sencillo formado con solo dos airbags. Tras lo aprendido con otros modelos, cuanto mayor sea el airbag o conjunto de airbags que choca con la superficie, mayor será el impacto que absorba y se obtendrán unos mejores resultados.

De esta manera, con el objetivo de que sean airbags separados, pero que rodeen a su vez lo máximo posible a la cápsula, se crea una esfera de un radio igual a 0.739 metros que se corta con el prisma pentagonal. Gracias a estas dimensiones se pueden tomar como centro de los airbags el centro de las caras frontales de los prismas y que los puntos de intersección de los airbags con la cápsula sean los mismos para los dos, como se puede observar en la Ilustración 31.

El problema que supone que los airbags protejan mayor superficie de la cápsula es que la distancia desde las caras frontales, que es en las que se produce el primer impacto, hasta el límite más alejado del airbag es de tan solo 0.739 metros. Esta distancia no es suficiente para absorber un impacto a una alta velocidad, por lo que para este modelo se aumentará la presión hasta los $2 \cdot 10^5$ Pa. Con este valor se consigue aguantar hasta una velocidad de 19 m/s antes de que se produzca el choque entre la cápsula y el suelo, lo que dispararía la aceleración obtenida. El valor máximo de aceleración en el momento del choque es $506 \frac{m}{s^2}$.

Al introducir una presión tan alta, es necesario introducir de nuevo una tensión circunferencial en este caso mucho más grande.

$$\sigma_{\theta} = \frac{2 \cdot 10^5 \cdot 0.739}{2 \cdot 0.01} = 7.39 \cdot 10^6 \text{ Pa}$$

Esta tensión evita la excesiva deformación de los airbags y los mantiene con un diseño constante a lo largo de la caída. Esto se puede comprobar gracias al valor máximo de la energía por fricción de 10900 J, ya que no resulta muy elevado a pesar de su tamaño y demuestra que la deformación antes del contacto no es demasiado grande.

En cuanto al mallado del modelo, al tratarse de una geometría sencilla no necesita una gran cantidad de elementos a pesar de su tamaño, por lo que el número total es de 2393 elementos. Además, el número de elementos triangulares es muy bajo, ya que en la mayoría de la superficie la malla es capaz de adaptarse con elementos cuadrangulares sin problema.

4.5 Modelo 5

Modelo	Modelo 5	
	Máxima módulo	Máxima Componentes
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	400	800
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	15	
Presión (Pa)	10^5	
	Número de elementos	Seed
Mallado	4245	0.12
Número de cavidades	3	
En un solo choque		
Energía debida a la fricción (J)	45000	
Energía cinética máxima (J)	375000	
Energía interna (J)	$1.7 \cdot 10^6$	
Energía total (J)	$1.95 \cdot 10^6$	

Tabla 6. Resultados de modelo 5.

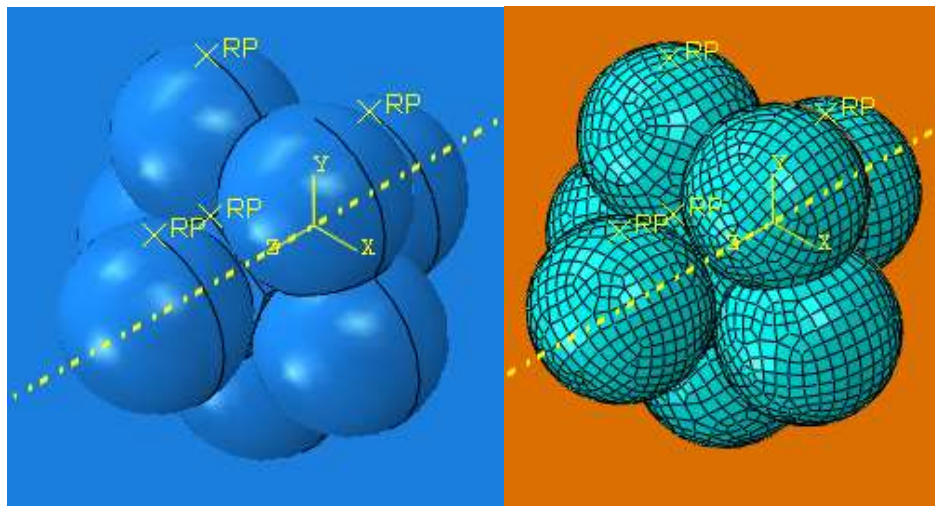


Ilustración 32. Diseño y malla del modelo 5.

En este modelo se trata de usar unas uniones simples entre los airbags y la cápsula, pero a la vez, de intentar conseguir el máximo volumen de airbags para tener una mayor absorción del impacto. De esta manera, se sitúan 7 esferas de radio 0.75 metros en el centro de cada cara del prisma, como se puede observar en la Ilustración 32, colocándolas a una distancia de las caras que provoca que en el corte de estas con el prisma se obtengan unas tapas de 0.45 metros de radio.

Una vez colocados los airbags, se decide dividir el conjunto de los 7 airbags en 3. Esto se produce gracias a una unión entre los 5 airbags laterales, a los cuales se les retiran las tapas de separación entre ellos, obteniendo únicamente en el modelo tres cavidades para el fluido.

Para todos los airbags se aplica una presión interna de 10^5 Pa y una tensión circunferencial de $3.75 \cdot 10^5$ Pa. A pesar de esto, no se evita una importante deformación en el airbag compuesto por 5 esferas, ya que la presión tiende a formar una forma esférica y la tensión aplicada no es suficiente al no tener una forma de esfera perfecta. Sin embargo, este fenómeno no afecta en gran medida a los airbags frontales, que son los que van a recibir el primer impacto.

El número total de elementos de la malla es de 4245, de los cuales una importante cantidad son en forma triangular debido a la dificultad de la unión de los 5 airbags laterales. El seed utilizado para todo el modelo iba a ser de 0.12, pero debido al alto tiempo de procesamiento que suponía, la parte correspondiente a los 5 airbags laterales se mallaron con un seed de 0.16, agilizando el proceso.

El mejor resultado con relación a la velocidad de caída y a la aceleración resultante en el impacto, se obtiene a una velocidad inicial de 15 m/s. El gráfico de la aceleración es distinto de lo habitual como se ve en la Ilustración 33. Aparecen picos sin un patrón continuo y sin motivo aparente, por lo que en este caso se opta por crear un smooth de esta gráfica, para atenuar estos picos y obtener así un resultado más realista, como se puede ver en la Ilustración 34. De esta manera, se determina un valor máximo aproximado del módulo de la aceleración de $400 \frac{m}{s^2}$.

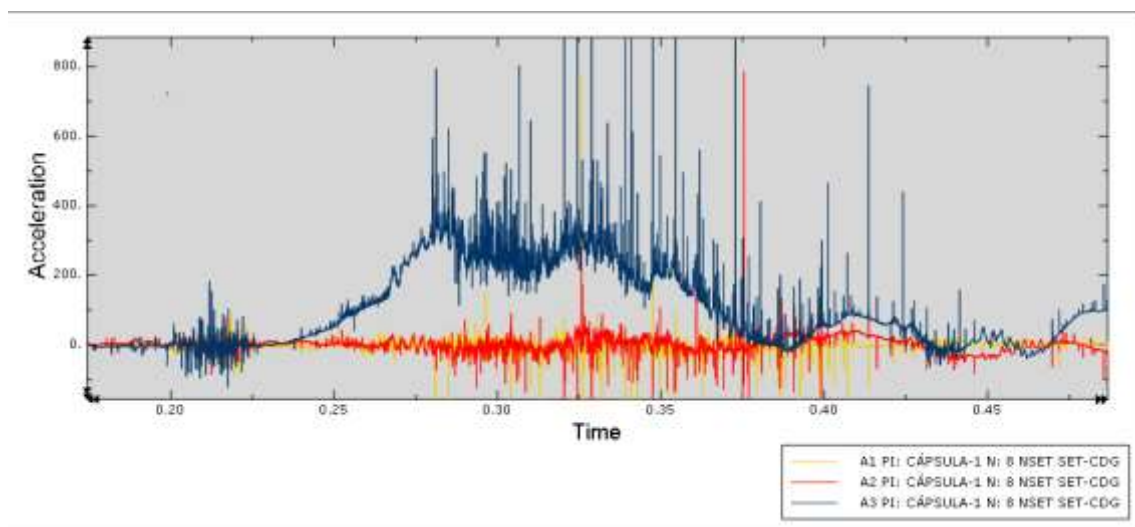


Ilustración 33. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 5.

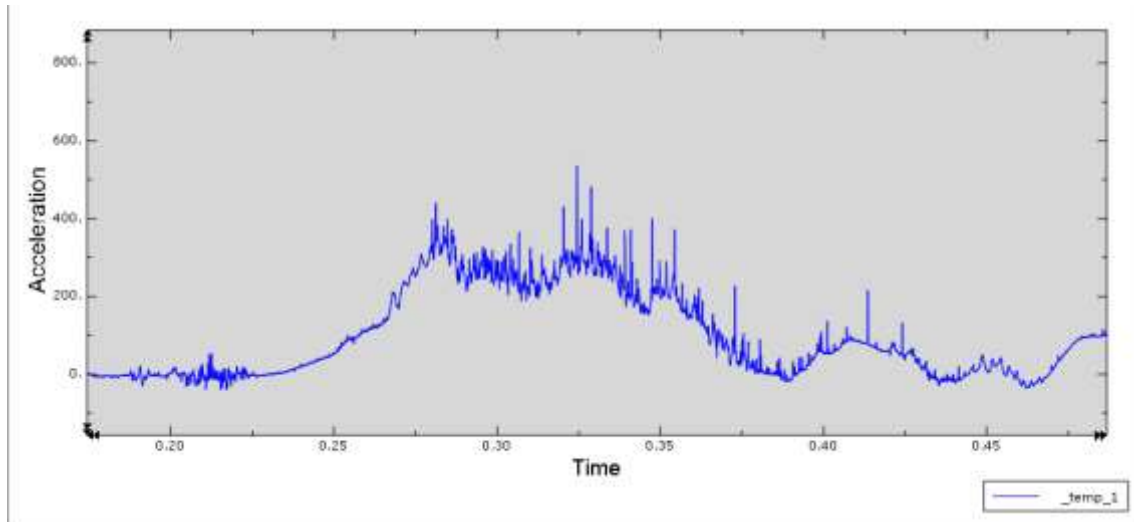


Ilustración 34. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 5 con smooth.

Posteriormente se realizaron pruebas para comprobar la resistencia del modelo con un aumento de la velocidad inicial probándose valores de 18 y de 20 m/s. Los resultados empeoran cuantiosamente, llegándose a obtener $600 \frac{m}{s^2}$ para la velocidad de 18 m/s, y $700 \frac{m}{s^2}$ para 20 m/s. Aunque los airbags aguanten el impacto sin que la cápsula choque con la superficie, se decide elegir la velocidad de 15 m/s porque la aceleración obtenida es mucho más controlada que con un ligero aumento de la velocidad.

4.6 Modelo 6

Modelo	Modelo 6	
	Máxima módulo	Máxima Componentes
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	1922	1900
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	15	
Presión (Pa)	10^5	
	Número de elementos	Seed
Mallado	2794	0.2
Número de cavidades	1	
En un solo choque		
Energía debida a la fricción (J)	10000	
Energía cinética máxima (J)	$7 \cdot 10^5$	
Energía interna (J)	$5.85 \cdot 10^6$	
Energía total (J)	$6.1 \cdot 10^6$	

Tabla 7. Resultados de modelo 6.

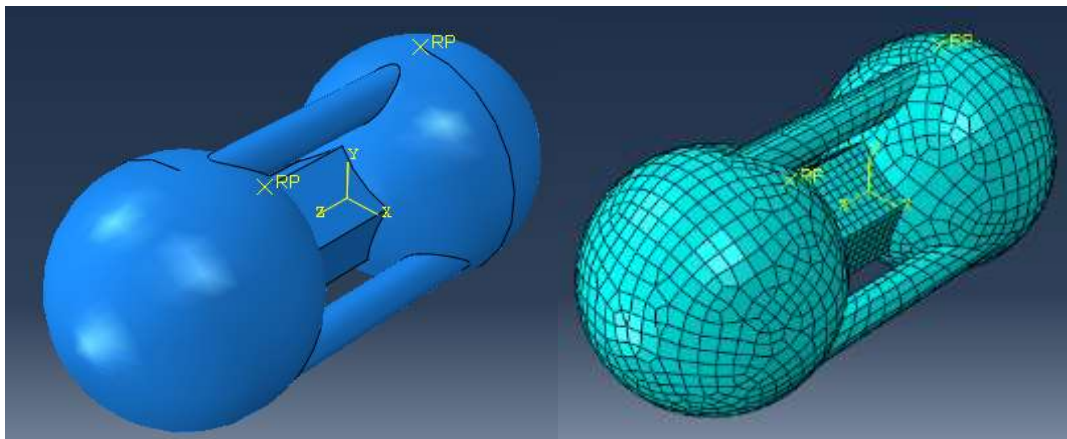


Ilustración 35. Diseño y malla del modelo 6.

La característica principal de este modelo es que los dos airbags principales del diseño están unidos por 3 tubos para que compartan el fluido entre ellos. Esta vez se decide utilizar unos airbags muy grandes, de un radio de 1.25 metros, mientras que el radio de los tubos es de 0.2 metros, como se ve en la Ilustración 35.

A pesar del gran volumen de fluido que envuelve a la cápsula, este se sitúa enteramente en una sola cavidad, lo que provoca unos malos resultados de absorción. Con esto se descarta para futuros modelos el uso de una sola cavidad de fluido que proteja todo el prisma. A pesar de utilizar solamente dos esferas de gran tamaño y de la inclusión de una tensión circunferencial muy elevada, no se consigue que el fluido se mantenga repartido equitativamente por el volumen de los airbags en el momento del impacto.

4.7 Modelo 7

Modelo	Modelo 7	
	Máxima módulo	Máxima Componentes
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	663	660
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	15	
Presión (Pa)	10^5	
	Número de elementos	Seed
Mallado	6097	0.1
Número de cavidades	12	
En un solo choque		
Energía debida a la fricción (J)	7500	
Energía cinética máxima (J)	$1.1 \cdot 10^5$	
Energía interna (J)	$2.54 \cdot 10^5$	
Energía total (J)	$3.56 \cdot 10^5$	

Tabla 8. Resultados de modelo 7.

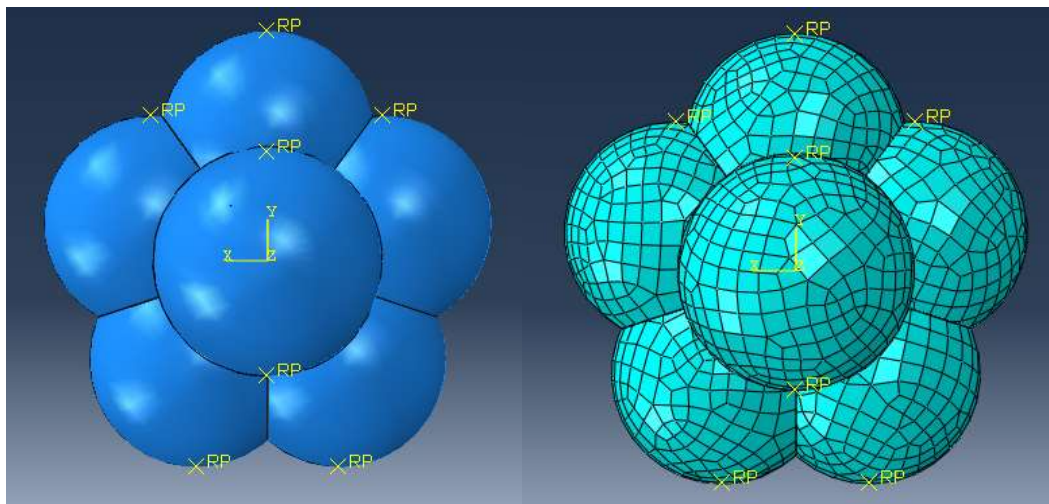


Ilustración 36. Diseño y malla del modelo 7.

El siguiente modelo está compuesto por 12 airbags individuales y sin relación entre ellos, ya que cada uno tiene una cavidad para el fluido independiente. Se hace con el objetivo de evitar la deformación excesiva producida por la gran presión a la que están sometidos los airbags en comparación con la exterior.

El radio de las esferas originales es de 0.545 metros, la mitad de la altura del prisma. De esta manera se consigue envolver casi en su totalidad la cápsula protegiéndola mejor de impactos laterales. Para realizar el diseño, se colocaron las esferas en los 10 vértices de la cápsula equidistantes una de otra. Posteriormente se añadieron dos esferas en las caras frontales del prisma, como se puede ver en la Ilustración 36, y se realizaron los cortes convenientes para que los airbags quedasen en contacto, pero cada uno con una superficie propia. Esto es fundamental a la hora de realizar el diseño, ya que el código no permite utilizar una misma superficie que tenga una cavidad de fluido distinta a cada lado.

Tras este proceso, al estar todos los airbags tan juntos entre ellos, al ejecutar el modelo el programa reporta un error por una excesiva deformación de los airbags. Por tanto, se crean uniones entre los airbags, siendo el airbag colocado en la cara frontal el que se comporta como esclavo en la unión, y los que están en los vértices como maestros. Además, la presión en el interior es de 10^5 Pa y es compensada con una tensión circunferencial de 2.725 MPa.

En cuanto a los resultados obtenidos, se obtiene un pico de aceleración en el momento de impacto de $663 \frac{m}{s^2}$ a una velocidad de 15 m/s, siendo una aceleración importante la que tiene que resistir la cápsula, pero entra dentro de lo razonable para esta velocidad. Al aumentarla hasta los 18 m/s, la aceleración en el centro de gravedad del prisma se dispara hasta casi alcanzar los $1000 \frac{m}{s^2}$, lo cual se consideraría un valor excesivo a pesar de que no se produzca un impacto directo entre la cápsula y la superficie.

El seed elegido para todos los airbags es de 0.1, un valor bastante pequeño pero que ayuda para que una geometría más complicada como esta sea más exacta a pesar del aumento del tiempo de procesado. El número total de elementos final del conjunto es de 6097, siendo el mayor comparado con los modelos anteriores.

4.8 Modelo 8

Modelo	Modelo 8	
	<i>Máxima módulo</i>	<i>Máxima Componentes</i>
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	470	468
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	13	
Presión (Pa)	10^5	
	<i>Número de elementos</i>	<i>Seed</i>
Mallado	5075	0.1
Número de cavidades	10	
<i>En un solo choque</i>		
Energía debida a la fricción (J)	15000	
Energía cinética máxima (J)	88000	
Energía interna (J)	$2 \cdot 10^5$	
Energía total (J)	$2.91 \cdot 10^5$	

Tabla 9. Resultados de modelo 8.

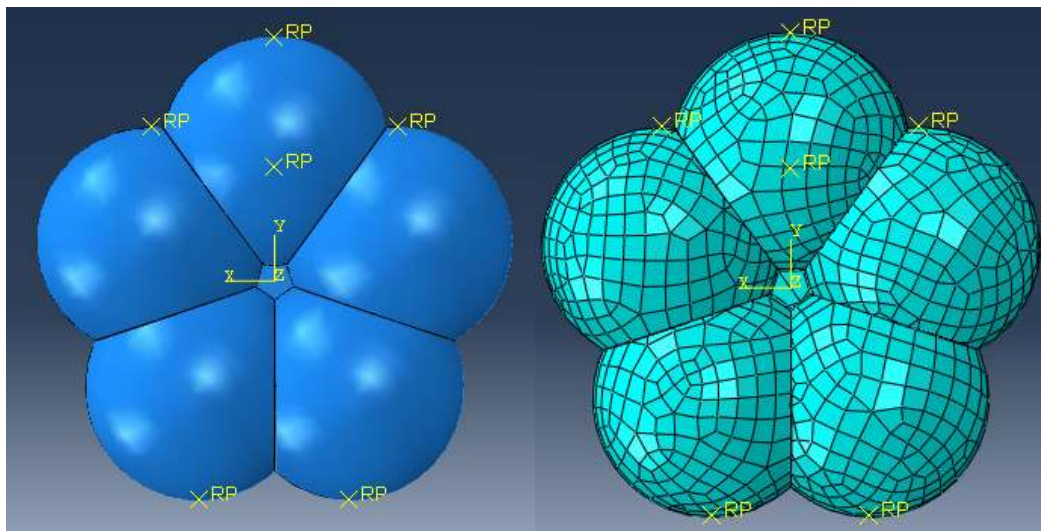


Ilustración 37. Diseño y malla del modelo 8.

Este modelo está basado en el anterior, pero suprimiendo el airbag central para ver si este realmente aportaba un beneficio, como se puede ver en la Ilustración 37. Al quitar estos dos airbags se mejora en masa del conjunto, y en facilidad de desarrollo, ya que no es necesario incluir uniones entre los airbags. Sin embargo, a una velocidad de 15 m/s la cápsula choca y el pico de aceleración se dispara. Se reduce la velocidad hasta 13 m/s sin que se produzca un impacto en el prisma y el resultado de la aceleración es aceptable, situándose el máximo en $470 \frac{m}{s^2}$. Este valor es ligeramente superior al alcanzado en el modelo anterior utilizando la misma velocidad, por lo que este resulta menos eficaz.

A pesar de que el número de elementos sea menor, la energía disipada por fricción aumenta ya que el contacto principal en el anterior modelo se realizaba con el airbag frontal, y en este se reparte entre los 5 airbags.

Realizando pruebas con la presión utilizada, se determina que aumentando esta hasta $2 \cdot 10^5 \text{ Pa}$ el modelo aguanta una velocidad inicial de 15 m/s sufriendo una aceleración de $620 \frac{m}{s^2}$. Esto mejora los resultados a pesar de que aumente la aceleración, ya que aumenta el rango de velocidades que puede resistir el modelo.

4.9 Modelo 9

Modelo	Modelo 9	
	Máxima módulo	Máxima Componentes
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	638	632
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	25	
Presión (Pa)	$2 \cdot 10^5$	
	Número de elementos	Seed
Mallado	3923	0.1
Número de cavidades	2	
En un solo choque		
Energía debida a la fricción (J)	90000	
Energía cinética máxima (J)	$7.4 \cdot 10^5$	
Energía interna (J)	$2.83 \cdot 10^6$	
Energía total (J)	$3.42 \cdot 10^6$	

Tabla 10. Resultados de modelo 9.

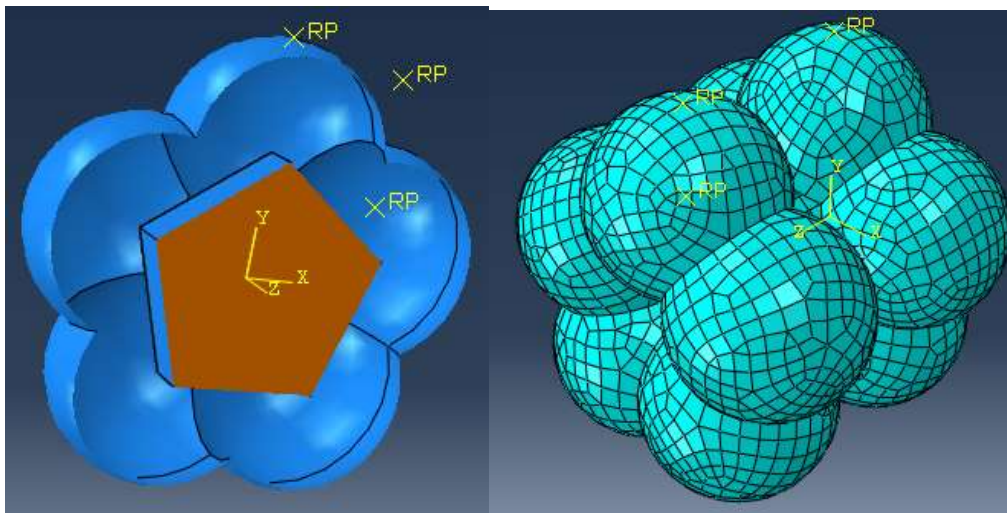


Ilustración 38. Diseño y malla del modelo 9.

En este caso se opta por un diseño igual que el anterior, en el cual se suprimen las caras que separaban los airbags y los hacían individuales, haciendo que el modelo en su conjunto solo tenga dos cavidades para el fluido, como se observa en la Ilustración 38. Las cuales disponen en su interior una presión de $2 \cdot 10^5$ Pa, y una tensión circunferencial de 5.45 MPa.

Gracias a esta geometría se llega a un punto medio entre la necesidad de un airbag más grande que permita absorber con facilidad el impacto, y una forma que le haga no deformarse en exceso y por tanto perder su diseño. De esta manera, se alcanza una aceleración en el centro de gravedad de la cápsula de $638 \frac{m}{s^2}$ con una velocidad inicial de 25 m/s. Esto significa que no se produce un impacto del prisma con la superficie y los componentes internos de la cápsula resistirían esta aceleración basándonos en misiones reales desarrolladas en el pasado.

El desarrollo de esta geometría no sería complicado al haber solo dos cavidades y además no se ha necesitado de una malla con muchos elementos ni se ha abusado del número de elementos triangulares, usando solamente 124.

La energía perdida por fricción son 90000 Julios, lo cual es más grande de lo habitual, y podría indicar una importante deformación y por tanto un aumento del tamaño del airbag con respecto a su geometría original. Sin embargo, este problema en comparación con el resto de modelos queda eclipsado gracias al buen resultado que ofrece en cuanto a la aceleración que sufre con una velocidad de 25 m/s. De esta manera, este modelo se convierte en uno de los candidatos gracias a que resiste sin dificultad la velocidad a la que aterrizaría la nave en Marte.

Se decidió probar la eficacia de este mismo modelo reduciéndole la presión hasta 10^5 Pa. A diferencia de la versión anterior, este nuevo modelo solo resiste hasta una velocidad de 15 m/s sin que se produzca el contacto entre la cápsula y la superficie, y a pesar de que obtiene un resultado de aceleración por debajo de $450 \frac{m}{s^2}$, no sería suficiente para elegir este modelo con respecto al anterior.

4.10 Modelo 10

Modelo	Modelo 10	
	<i>Máxima módulo</i>	<i>Máxima Componentes</i>
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	348	344
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	25	
Presión (Pa)	$5 \cdot 10^4$	
	<i>Número de elementos</i>	<i>Seed</i>
Mallado	4947	0.1
Número de cavidades	2	
<i>En un solo choque</i>		
Energía debida a la fricción (J)	44000	
Energía cinética máxima (J)	$3.6 \cdot 10^5$	
Energía interna (J)	$2.83 \cdot 10^5$	
Energía total (J)	$1.12 \cdot 10^6$	

Tabla 11. Resultados de modelo 10.

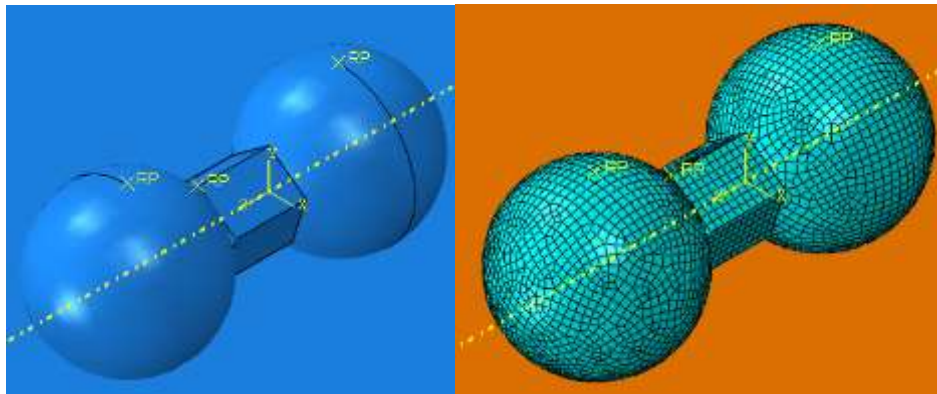


Ilustración 39. Diseño y malla del modelo 10.

Tras el análisis del anterior modelo, en este se intentó conseguir también resistir una velocidad de 25 m/s pero esta vez evitando una deformación tan grande. Para eso, se crea una geometría lo más cercana a una esfera pero con un gran volumen de fluido. Esto nos lleva a colocar dos grandes airbags, uno en cada cara frontal de, en este caso, 1.2 metros de radio, como se observa en la Ilustración 39.

Para evitar superar la distancia máxima que se estableció entre las caras del prisma y los airbags, la esfera inicial se cortará con la cápsula, obteniéndose así una distancia menor a 2.4 metros en todos los casos.

La sencillez del modelo, el gran volumen de fluido utilizado y la distancia desde las caras al airbag, nos permiten un resultado muy bueno en el primer bote, siendo necesaria únicamente una presión de 50000 Pa en el interior de los airbags. Con estas características aguanta sobradamente el impacto y se consiguen unas aceleraciones máximas de $348 \frac{m}{s^2}$ a una velocidad inicial de 25 m/s.

La pérdida de energía debida a la fricción es menor que la mitad del anterior modelo, demostrando que de esta manera se mantiene mejor la geometría inicial prevista.

Sin embargo, si analizamos la situación con un periodo de tiempo mayor, el segundo choque se produce en el segundo 12 casi a la misma velocidad que el anterior, pero esta vez con otra orientación que no viene determinada. Al no estar orientado de una manera ideal, el lateral de la cápsula no está protegido y choca con la superficie, lo que provoca una gran aceleración como se ve en la Ilustración 40, que imposibilita el uso de este modelo.

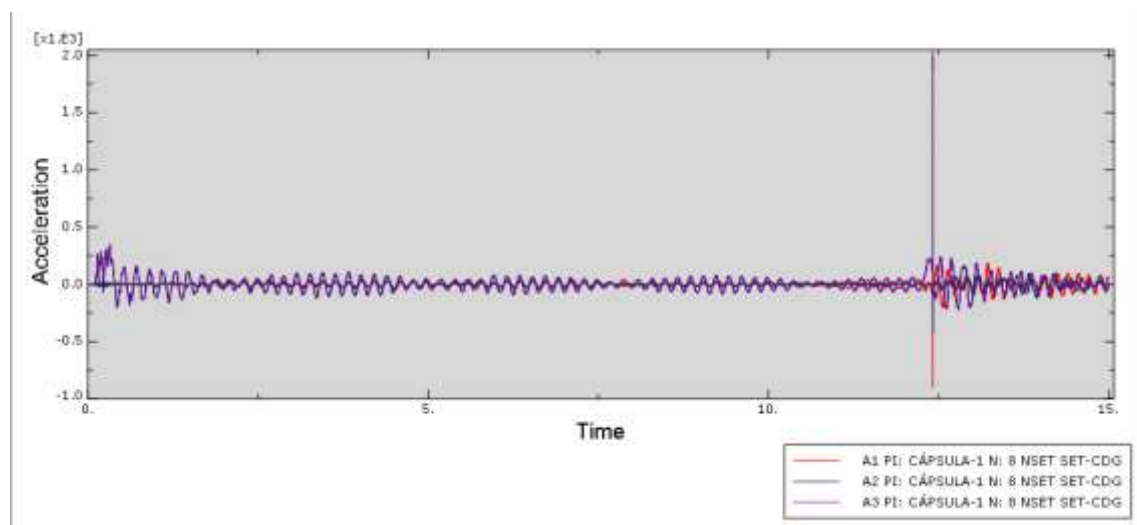


Ilustración 40. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 10 durante 15 segundos.

4.11 Modelo 11

Modelo	Modelo 11	
	Máxima módulo	Máxima Componentes
Aceleración ($\frac{m}{s^2}$)	410	408
Módulo de la Velocidad ($\frac{m}{s}$)	25	
Presión (Pa)	$5 \cdot 10^4$	
	Número de elementos	Seed
Mallado	7077	0.1
Número de cavidades	7	
En un solo choque		
Energía debida a la fricción (J)	44000	
Energía cinética máxima (J)	$4.1 \cdot 10^5$	
Energía interna (J)	$8.6 \cdot 10^5$	
Energía total (J)	$1.2 \cdot 10^6$	

Tabla 12. Resultados de modelo 11.

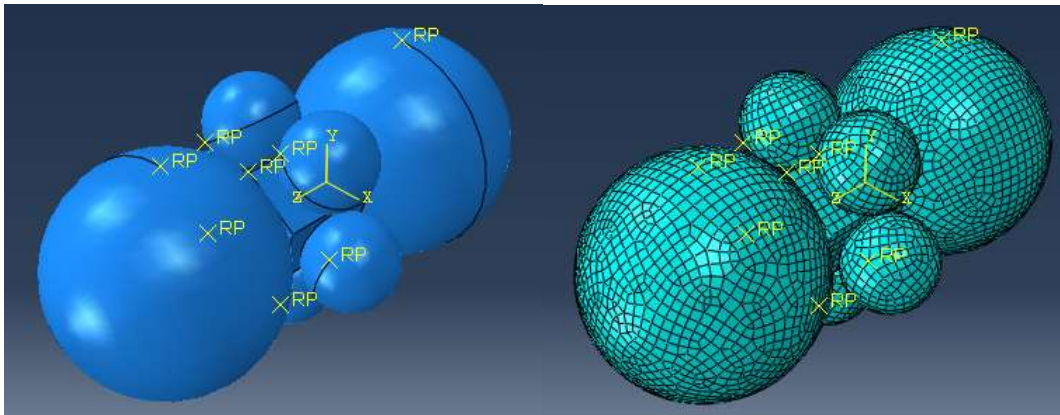


Ilustración 41. Diseño y malla del modelo 11.

Partiendo del modelo anterior, lo que se quiere conseguir es que el segundo bote y los posteriores a este, no provoquen una aceleración demasiado grande que la cápsula no pueda aguantar. Para ellos se han añadido 5 airbags de 0.5 metros de radio y una presión de 50000 Pa en las caras laterales del prisma para disminuir el riesgo de impacto en esta zona, como se puede ver en la Ilustración 41.

Los datos obtenidos en este modelo en el primer bote son levemente peores que en el anterior por el aumento de peso y de volumen de fluido que acarrea el conjunto, por lo que se obtiene un pico del módulo de la aceleración de $410 \frac{m}{s^2}$ como se puede ver en la ilustración 42. Sin embargo, en el segundo bote, que se produce en el segundo 12, la aceleración obtenida es de $250 \frac{m}{s^2}$ y no se produce un impacto de la cápsula como se ve en la Ilustración 43.

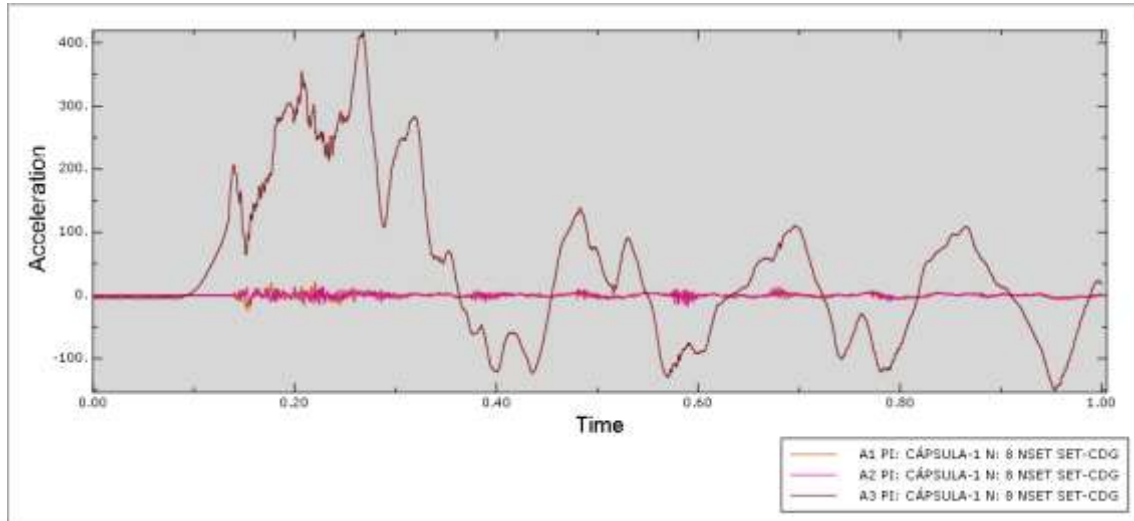


Ilustración 42. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11.

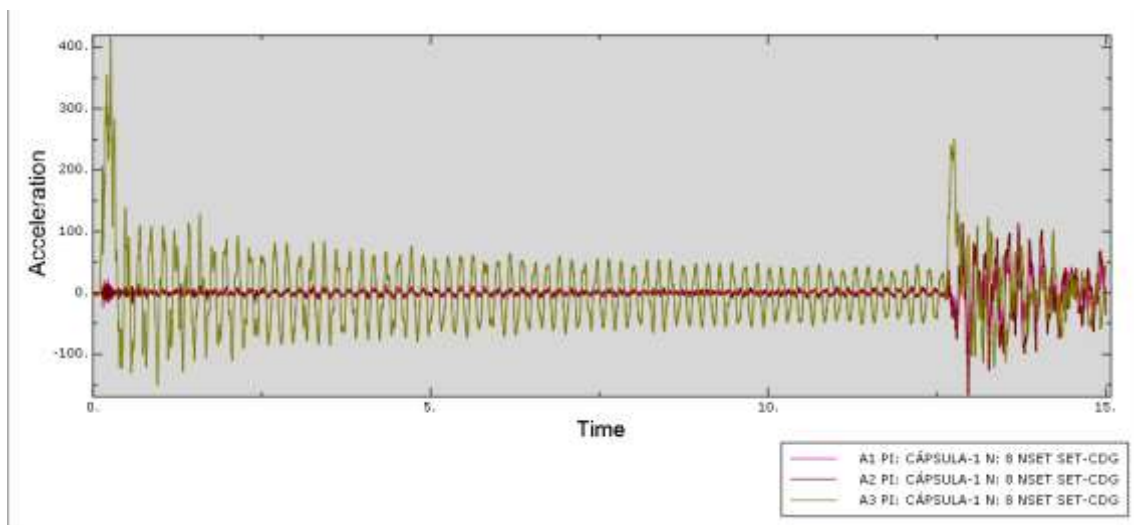


Ilustración 43. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11 durante 15 segundos.

Si se analiza el modelo hasta que se detiene, se aumenta el tiempo del proceso hasta 30 segundos y se observa cómo la velocidad del modelo desciende bastante a partir del segundo bote ya que los valores de la aceleración en los siguientes rebotes son considerados pequeños para una cápsula de estas dimensiones, como se puede ver en la Ilustración 44. Por tanto, este modelo se considera apto tanto para el primer impacto, como hasta que se detiene, creando un margen de seguridad ya que la aceleración sufrida no es muy grande, y además contando con un diseño sencillo y fácil de ejecutar en el momento de la fabricación.

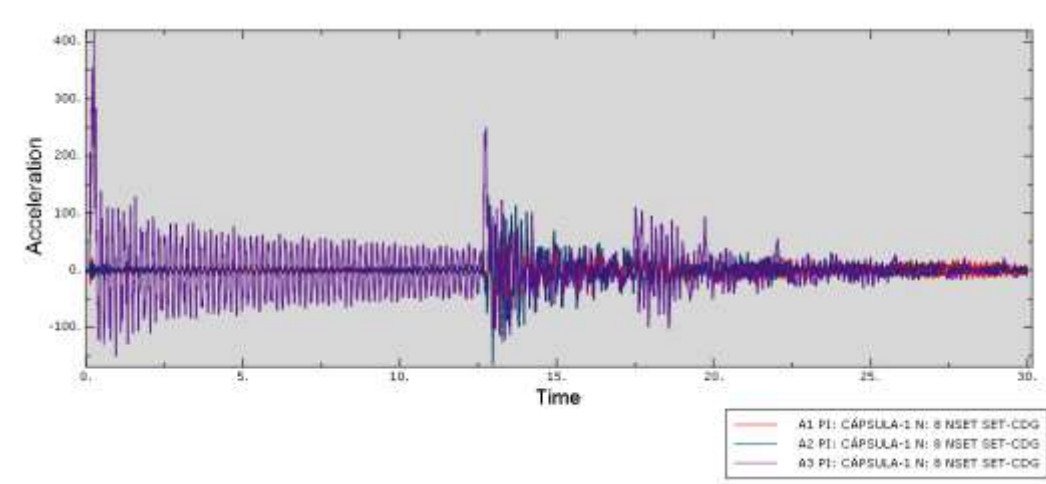


Ilustración 44. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11 durante 30 segundos.

Ya que es el diseño con mejores prestaciones, se procederá a analizar las tensiones que sufre a lo largo del tiempo para ver si las podría aguantar con facilidad. Analizando las Tensiones de Von Mises a lo largo del tiempo, se determina que el máximo se encuentra en el segundo 13, justo al salir despedido del segundo choque. La zona más afectada es la de la unión de los airbags frontales con la cápsula, llegando a sufrir una Tensión de Von Mises de 19.71 MPa, como se puede ver en la Ilustración 45.

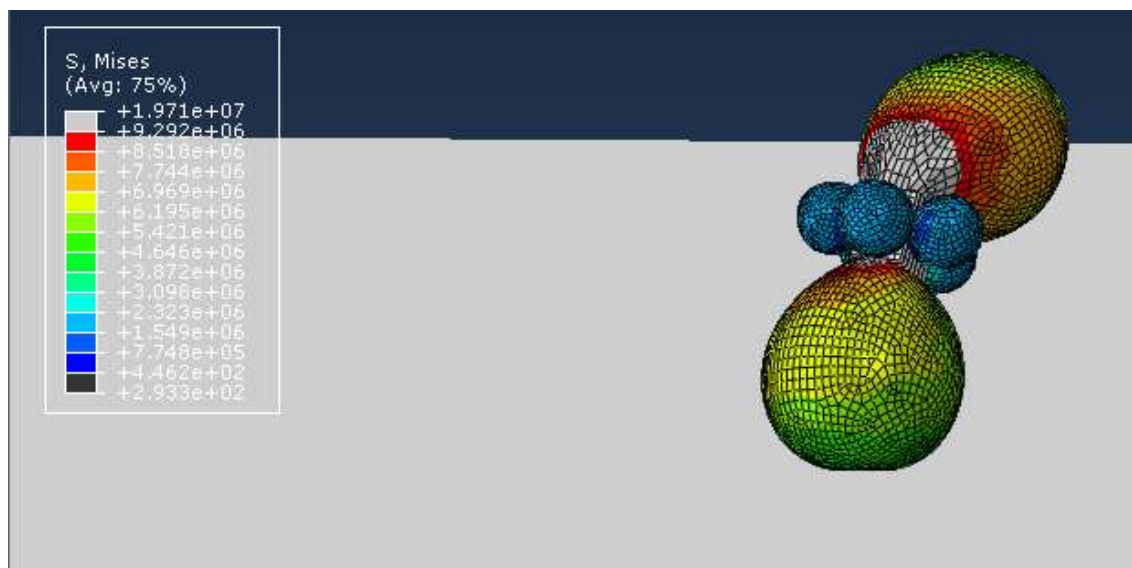


Ilustración 45. Tensiones de Von Mises en el momento del impacto del modelo 11.

Al ser un valor menor a 20 MPa, cualquier elemento estructural lo podría aguantar sin problema. Además, haciendo una comparación con el Vectran, material usado por la Nasa en las misiones Pathfinder, Spirit y Opportunity, este dispone de una tensión de rotura de 1.1 GPa como mínimo [30]. Esto supondría un 1.79 % de la capacidad de este material, por lo tanto, este se supone un problema del que no hay que preocuparse por el amplio margen que existe.

Para analizar mejor las múltiples formas en las que la nave puede realizar los impactos tras el primer rebote, se va a probar a cambiar las condiciones de contorno de este modelo. Para ello se suprimirá la superficie de Marte y se incluirá una esfera hueca en la que el modelo pueda rebotar desde distintos ángulos aleatoriamente.

Se harán una serie de cambios en el modelo, como la eliminación de la fuerza de la gravedad, ya que estamos realizando una simulación ideal con el único fin de identificar las zonas más sensibles de choque del conjunto.

En una primera prueba realizada en una esfera de radio 4 metros se aplica una velocidad inicial al modelo de 25 m/s en la misma dirección que en los casos anteriores. Como se ve en la Ilustración 46, se obtienen unos valores parecidos al modelo de Marte, alcanzándose dos picos de $400 \frac{m}{s^2}$. Sin embargo, es una prueba que obtiene rebotes muy continuos y similares por lo que se procederá a modificar otras variables.

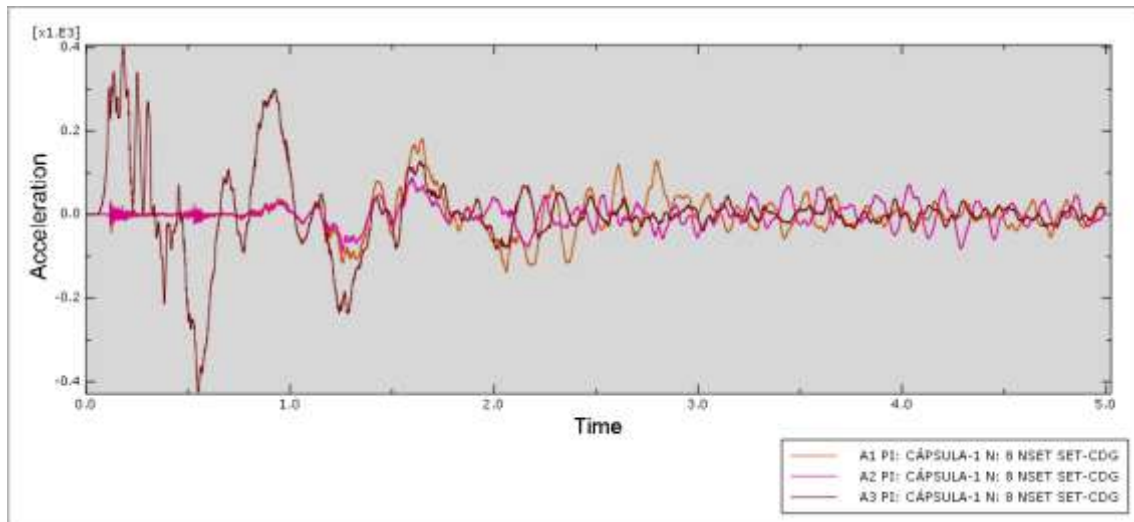


Ilustración 46. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11 dentro de una esfera.

Para que no se produzcan choques tan similares, se aplicará una pequeña velocidad en los otros dos ejes de 5 m/s y la velocidad en el eje vertical se disminuye a 17 m/s. La aceleración máxima obtenida es de $250 \frac{m}{s^2}$ y además se produce en el primer impacto como se muestra en la Ilustración 47.

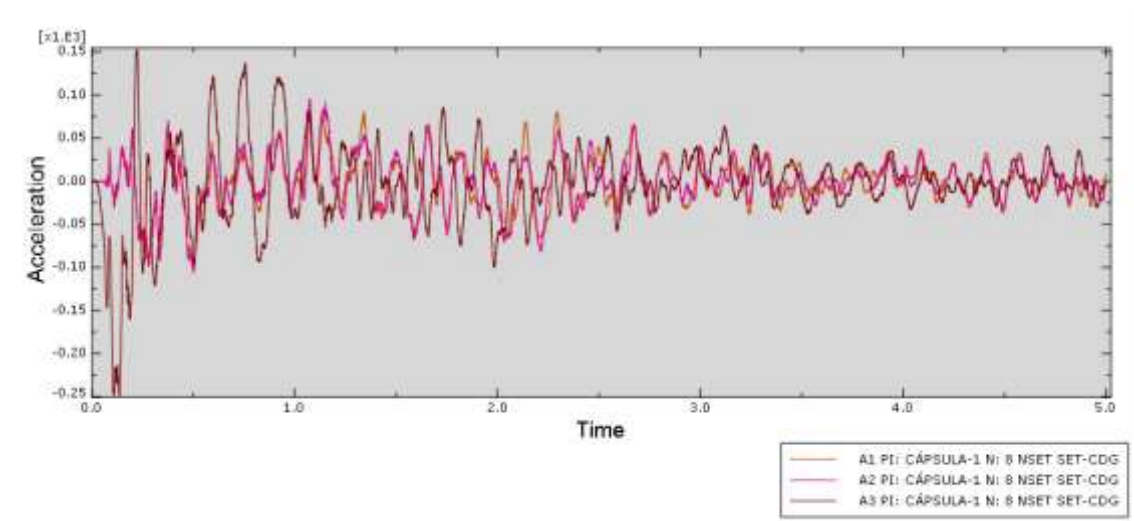


Ilustración 47. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11 con variación de velocidad.

4.12 Análisis avanzado del modelo 9

Este modelo también obtiene unos resultados favorables en las pruebas pasadas, por lo que se procederá a comprobar las tensiones de Von Mises en la caída sobre Marte, así como probarlo en otras condiciones de contorno.

El valor máximo se obtiene en el segundo 0.088, siendo este de 259.9 Mpa. Este momento corresponde al instante inicial en el que se produce el hinchado de los airbags, y por tanto sufre una gran deformación.

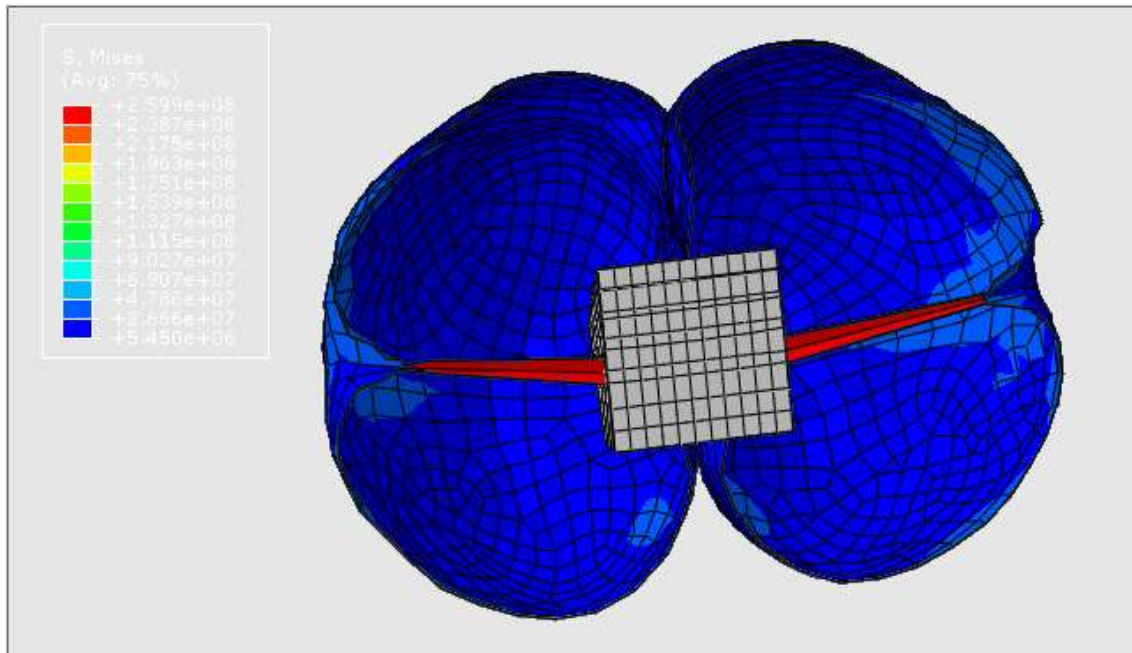


Ilustración 48. Tensiones de Von Mises en el momento del hinchado del modelo 9.

Como se ve en la Ilustración 48, los puntos en los que la tensión es máxima están bien definidos. Estos se sitúan en las uniones de los airbags con las caras frontales, ya que en una pequeña superficie se resisten la mayoría de fuerzas provocadas por los airbags.

Este problema se podría solucionar retirando esta unión de los airbags con las caras frontales, y dejando que la tensión la soportaran las superficies en contacto con las caras laterales del prisma. Sin embargo, esta unión funciona también como elemento de sujeción, evitando una mayor deformación de los airbags en el inflado. Como se comentó anteriormente, la geometría de los airbags de las misiones reales que desarrolló la Nasa contaba con cordones de kevlar que mantenían la distancia máxima que podía haber entre determinados puntos de los airbags y la cápsula. De esta manera, esta unión ha sido mantenida para emular el efecto que tenían esos cordones, pero sustituyéndolos por superficie del airbag.

A pesar de este inconveniente, si lo comparamos con la tensión de rotura del Vectran, sigue siendo un resultado con un alto factor de seguridad. Siendo este límite de 1.1 Gpa, el material solo estaría exigido un 23.63% de su capacidad máxima, por lo que se considera un valor correcto.

A la hora de analizar las tensiones de Von Mises sufridas por el modelo en el instante del choque, se puede observar que el valor máximo de estas se produce en el segundo 0.19, equivalente al inicio del choque.

Como se puede apreciar en la Ilustración 49, la superficie que sufre el esfuerzo máximo se reduce con respecto a la anterior prueba. Esta zona corresponde a la parte más cercana de la unión del airbag más alejado de la zona de impacto con el prisma, resultando unos valores más bajos. El valor es de 177.3 Mpa y aunque se haya visto reducido sigue siendo muy superior al del modelo de las 7 cavidades. Haciendo la comparación con el Vectran, el material estaría exigido un 16.12% por lo que aguantaría estas tensiones sin problemas.

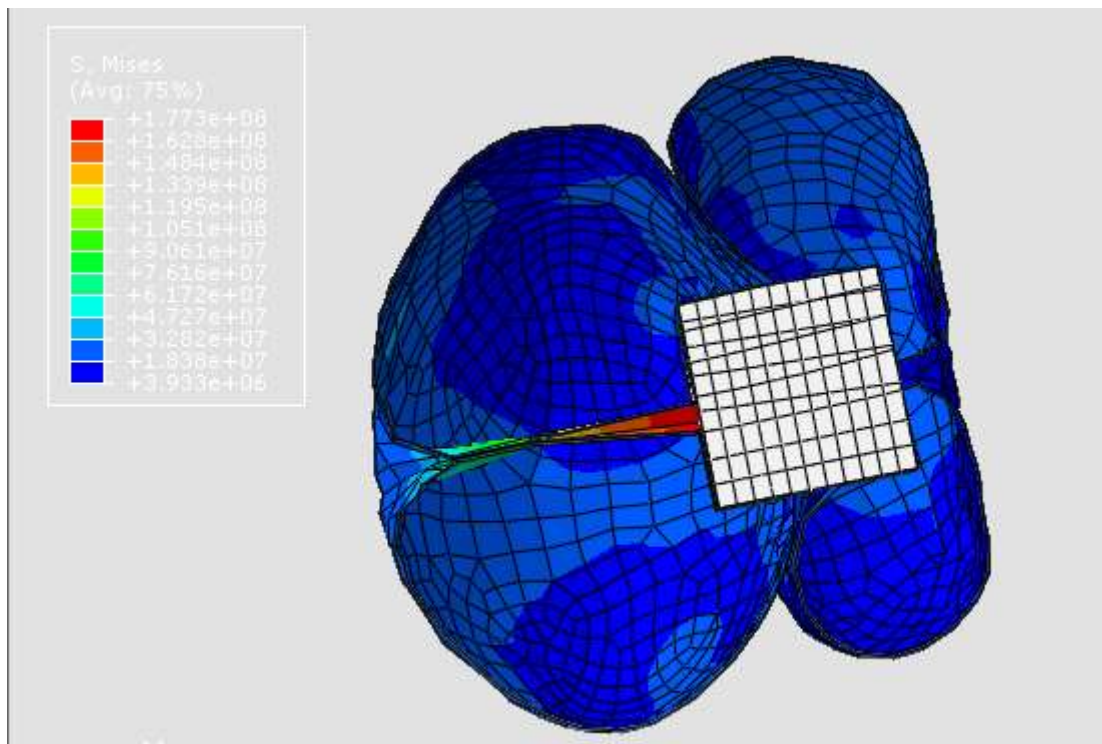


Ilustración 49. Tensiones de Von Mises en el momento del impacto del modelo 9.

Una vez superada esta prueba con éxito, se cambiarán las condiciones de contorno suprimiéndose la parte correspondiente a la superficie de Marte y se añadirá una esfera hueca e indeformable para ver cómo responde ante botes aleatorios en su interior.

La primera prueba se realiza a la misma dirección y velocidad que en el modelo que incluía la superficie de Marte, es decir, 25 m/s en el eje vertical. La aceleración en el primer choque aumenta pero el objetivo es analizar los siguientes, en los cuales no supera los $500 \frac{m}{s^2}$ en ninguno por lo que se considera que supera la prueba sin dificultades como se puede ver en la ilustración 50.

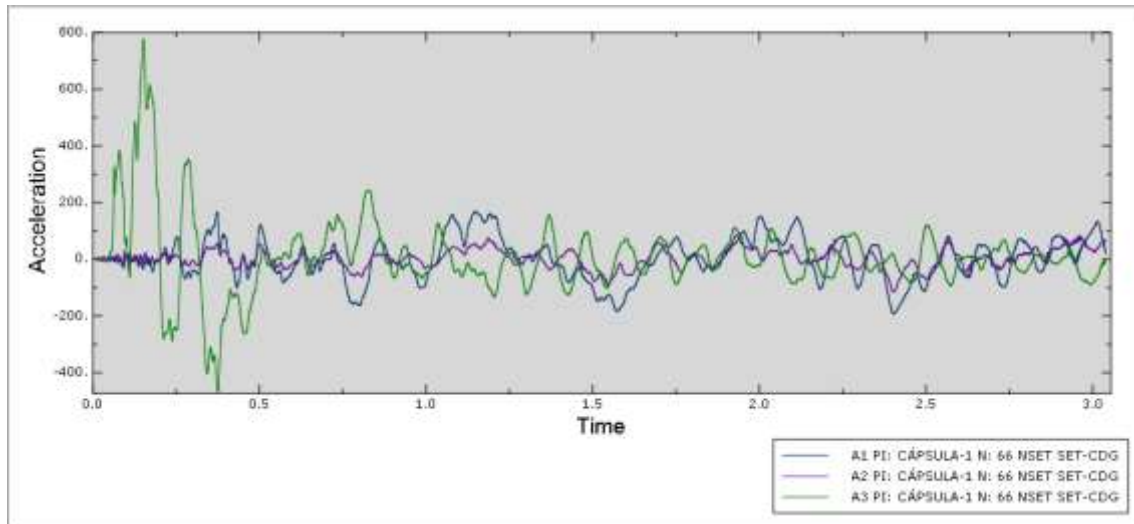


Ilustración 50. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 9 dentro de una esfera.

Para probar un impacto en el que sufran más las superficies de los airbags laterales, se determinará una velocidad igual en todos los ejes de 10 m/s. Como se ve en la Ilustración 51, se obtiene un resultado positivo, alcanzándose un máximo de $326 \frac{m}{s^2}$.

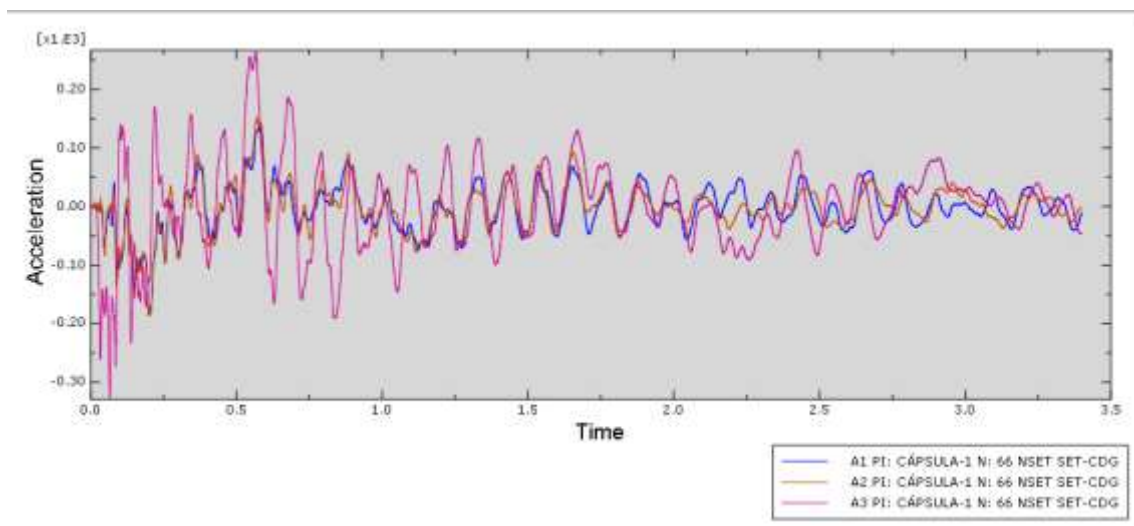


Ilustración 51. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 9 con variación de velocidad.

Aumentando más la velocidad en el eje vertical para asemejarse mejor al segundo bote, se opta por mantener las velocidades en los otros dos ejes en 10 m/s, y definir la del eje vertical en 15 m/s. Como se ve en las Ilustraciones 52 y 53, el módulo máximo alcanzado es de $403 \frac{m}{s^2}$, por lo que también se considera esta prueba como superada.

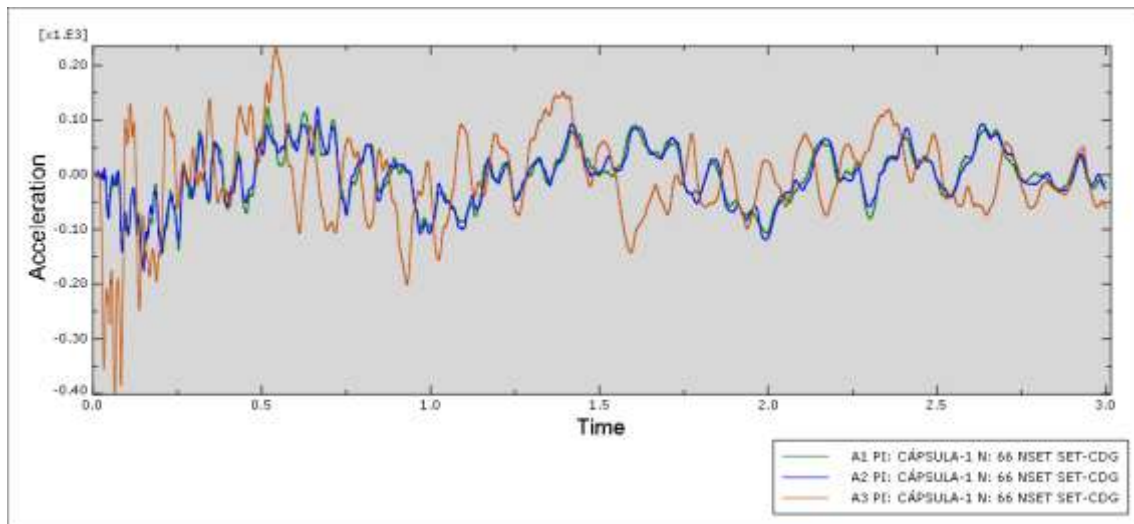


Ilustración 52. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 9 con variación de velocidad.

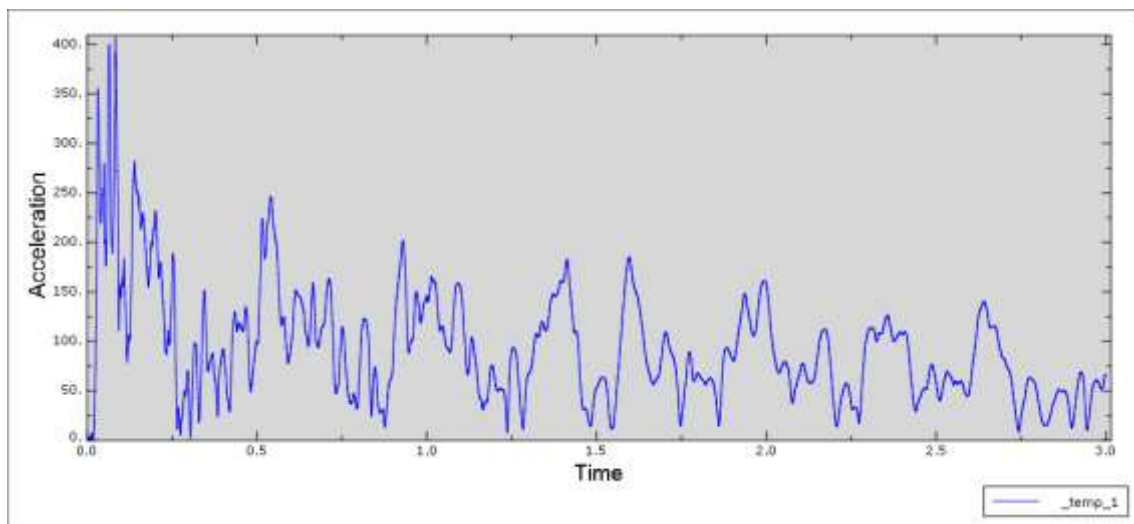


Ilustración 53. Gráfica del módulo de la aceleración respecto al tiempo del modelo 9 con variación de velocidad.

4.13 Errores en los modelos

La mayoría del tiempo destinado al Trabajo de Fin de Grado ha sido utilizado para el estudio de los diseños. Esto es debido principalmente a que en su desarrollo han surgido muchos problemas y el programa ha reportado errores.

Para empezar, uno de los primeros errores que mostraba el programa una vez el modelo ya estaba terminado, era que este tenía en alguno de sus nodos una velocidad de deformación excesiva. Esto podía venir acarreado por una incorrecta definición de la geometría del modelo o por una excesiva velocidad aplicada en este. Sin embargo, la mejor manera de solucionarlo fue la de aumentar el número de elementos de la malla, lo que permitía poder mantener la geometría y la velocidad en muchos casos, pero esta vez recibiendo unos resultados.

Sin embargo, el número de nodos que puede ejecutar la licencia de Abaqus de la que se dispone es limitada y se encontraron modelos en los que, debido a una geometría específica, no podían usarse presiones muy altas por lo que tuvieron que ser descartados. Un ejemplo de este caso es el modelo representado en la Ilustración 54. Teniendo en cuenta las geometrías realizadas anteriormente, este debería ser un modelo que reportase un buen resultado. Debido a la forma de los airbags frontales en los puntos de unión con la cápsula, como se puede ver en la Ilustración 55, al aplicar una alta presión se obtenía deformaciones demasiado altas por lo que el modelo no se podía ejecutar.

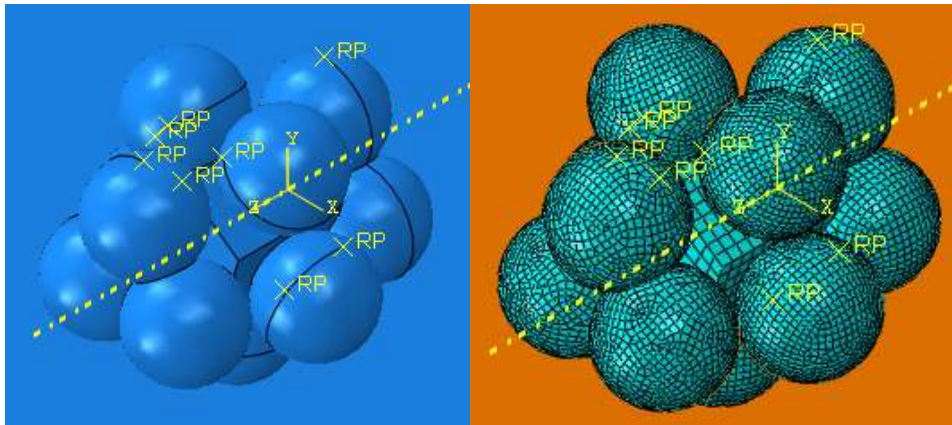


Ilustración 54. Diseño y malla de modelo erróneo.

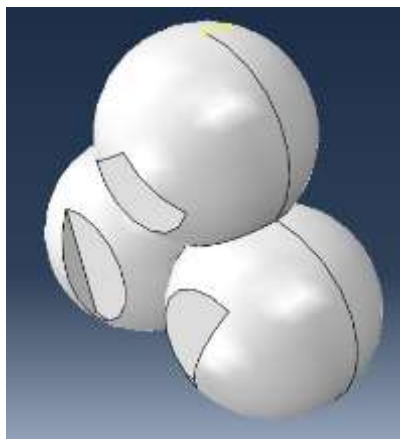


Ilustración 55. Diseño del airbag frontal de modelo erróneo.

Se disminuyó el tamaño de los elementos de los airbags alcanzando un total de 15000 elementos. A pesar de esto, la presión máxima que aguantaban estos airbags era de $5 \cdot 10^4$ Pa, lo cual hizo inviable su ejecución, ya que siempre se provocaba una colisión de la cápsula con la superficie. Como se puede ver en la Ilustración 56, el modelo obtiene una aceleración máxima de $230 \frac{m}{s^2}$ en un lanzamiento vertical a una velocidad de 10 m/s, por lo que queda descartado debido a la poca velocidad a la que resiste el impacto.

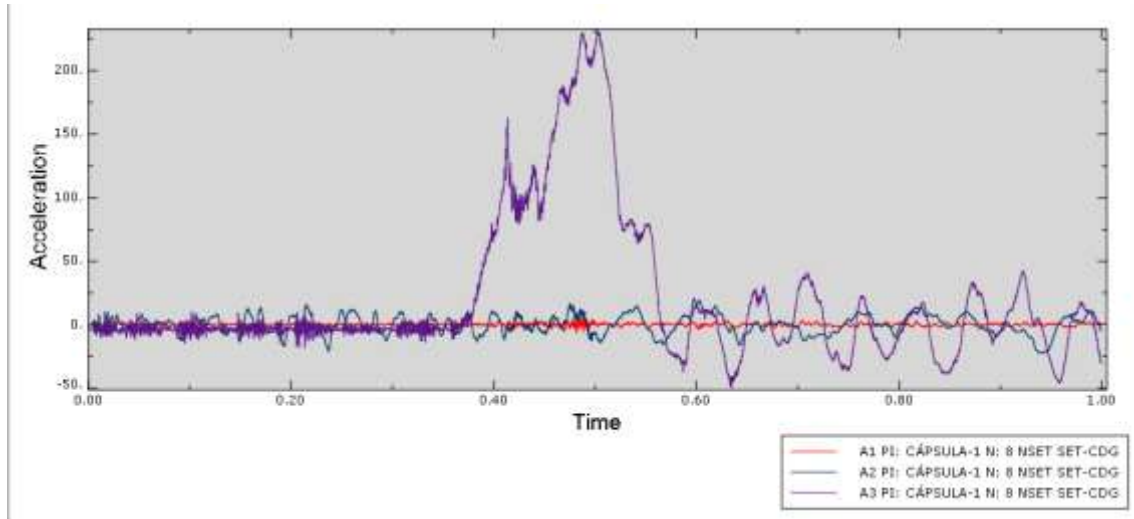


Ilustración 56. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo de modelo erróneo.

En cuanto a las uniones surgieron dificultades, ya que era necesario diferenciar correctamente las interiores, es decir, las que están en contacto con el fluido, de las exteriores. En determinadas geometrías esto podía llegar a ser complicado debido principalmente a que el programa no permite que una misma superficie sea interna por los dos lados, es decir, que esté en contacto con fluido por sus dos caras. La forma de solucionarlo fue la de crear dos superficies en contacto pero que no se superpusieran para poder asignar a cada una, una superficie interna.

Tras estos inconvenientes, el principal problema a resolver surgió debido a una inclusión de unos intervalos de tiempo de análisis muy grandes, lo que provocaba que ciertos picos de la aceleración no fueran representados en las gráficas. De esta manera no aparecían los picos producidos por los impactos del prisma con la superficie y los resultados no eran realistas.

Al no tener un sentido físico los resultados, se aumentó el número de intervalos a 20000 durante la ejecución. Con este cambio aparecieron los picos comentados en las gráficas de aceleración por lo que hubo que aumentar la presión considerablemente e incluir una tensión circunferencial para evitar la deformación de los airbags.

Una vez implementados estos cambios, otros modelos como los mostrados en la Ilustración 57 siguieron chocando con la superficie debido al pequeño tamaño de sus airbags.

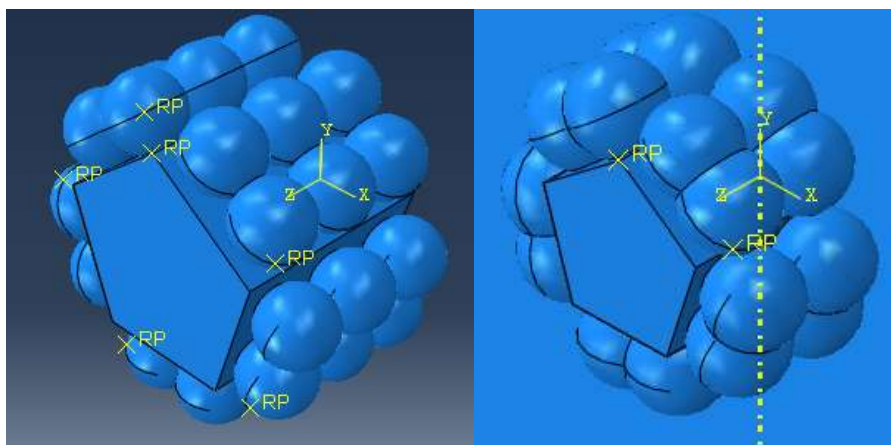


Ilustración 57. Diseños de modelos erróneos.

5. Marco regulador y entorno socio-económico

5.1 Marco regulador

En cuanto al marco regulador, no existe una legislación establecida para los viajes espaciales porque este territorio no corresponde a ningún país ni asociación que lo pueda regular. Sin embargo, existen unas responsabilidades éticas en el campo de los viajes espaciales porque la contaminación espacial empieza a ser un tema de interés y en el que está empezando a haber una mayor responsabilidad de los países responsables.

La investigación abordada en este trabajo está basada en el estándar técnico que marcó la Nasa con su misión Mars Pathfinder. Utilizaron un sistema de airbags para aterrizar en Marte ya que se consideró la opción más segura en la época.

5.2 Entorno socio-económico

Como ya se ha hablado en los antecedentes, el impacto del desarrollo de una misión de estas características es enorme. Supone un gasto muy grande para el país que desarrolla el proyecto y tiene un alto riesgo de fracaso.

Sin embargo, los beneficios pueden llegar a ser mucho mayores de lo esperado ya que al tratarse de una misión de exploración e investigación de un lugar poco conocido, no se sabe con certeza la magnitud de la importancia que podrían tener estos hallazgos.

Puede llegar a funcionar como un impulso propagandístico para el país, ya que la competición que se crea entre los países por ser los primeros en llegar a la Luna o a Marte afecta en la percepción de la sociedad hacia estos países y por tanto a su futuro desarrollo.

El campo energético entra en juego también en este tipo de misiones, ya que, el descubrimiento de nuevos materiales o el hallazgo de la concentración de otros conocidos, pero escasos en la Tierra, hace que las dimensiones económicas de los viajes espaciales se disparen. Esto ocurre, por ejemplo, con las grandes cantidades de Helio-3 que se encuentran en la Luna, provocando que muchos países entren en el campo de la inversión en viajes espaciales.

6. Conclusiones y trabajos futuros

6.1 Conclusiones

Para analizar las conclusiones, primeramente se van a analizar los objetivos propuestos inicialmente para ver si han sido alcanzados. Como modelo final se ha elegido el modelo 9, el cual está compuesto por 10 lóbulos, pero solo por dos cavidades para el fluido. Esta decisión se ha tomado porque aunque el modelo 11 obtuviera mejores resultados en cuanto a la aceleración en la caída vertical, tenía más dificultades para superar las pruebas de choques aleatorios cuando estos eran laterales. Por tanto, a pesar de que el modelo 9 no destacaba especialmente en la prueba principal, ha sido elegido por su mejor versatilidad en condiciones inesperadas. Además, calculando el volumen de los airbags en cada modelo, para el 9 se obtiene un valor de 5.0 m^3 , mientras que para el 11 se llegan hasta los 16.9 m^3 . Esto es una ventaja más para el modelo 9 ya que su transporte será mucho más sencillo.

Se ha concluido que, para la prueba de caída vertical contra la superficie de Marte, lo más favorable es tener un airbag de un gran volumen el cual tuviera una gran distancia desde su extremo más alejado hasta el prisma. Así se absorbe mayor cantidad del impacto y la deceleración que sufre la cápsula es menor.

En cuanto a la presión, el mejor valor será el que haga que la cápsula no choque con el suelo, pero que a su vez haga que esta quede lo más cerca posible, es decir, cuanto mayor sea la deformación de los airbags, mayor será la absorción del impacto. De esta manera, se necesita una presión específica para cumplir estos dos requerimientos, en el caso del modelo final, esta corresponde a 0.2 MPa.

El modelo 11 se ha descartado finalmente por su fragilidad a los impactos laterales. La clave de estos impactos es la misma que la de los impactos verticales, si en el lugar de impacto no se tiene una distancia y una presión que sean suficientes para evitar el choque de la cápsula, este no será un modelo válido. En este sentido el modelo 11 tiene una carencia en los laterales de la nave, e influiría un factor de azar en su comportamiento según la dirección de los choques. El modelo 9 es mucho más regular en este aspecto, ya que a pesar de que la zona central de las caras intermedias sean las más desprotegidas, en esos puntos el impacto se reparte entre las dos cavidades absorbiendo mejor el impacto.

Para la elección del modelo definitivo también se ha tenido en cuenta la masa y el volumen de los airbags utilizados. Este puede ser un factor fundamental en un estudio de un modelo real, ya que el coste que conlleva lanzar una aeronave con una masa mayor es muy significativo. Además el espacio destinado para los airbags es escaso por lo que un menor volumen de airbags implicará un modelo más viable de llevar a cabo.

Además, se ha comprobado que el material utilizado, definido como un elastómero estándar funciona sin problemas y es capaz de aguantar los esfuerzos producidos en los modelos. En los modelos estudiados, la tensión de Von Mises no supera el 25% de la capacidad máxima de tensión de rotura que puede aguantar el Vectran, por lo que esta variable no supone un problema.

Se ha producido un desarrollo desde el primer modelo realizado hasta el último. En esta progresión se han conseguido conocimientos como la importancia del intervalo de tiempo en el procesado, ya que este puede determinar que los resultados sean realistas o no. También se ha producido un aprendizaje en el funcionamiento de la malla, ya que utilizando un valor adecuado relacionando el realismo del resultado obtenido y la carga de proceso que una malla muy amplia conlleva, se han conseguido utilizar unos valores óptimos a través de un análisis de convergencia.

Se han solventado dificultades como la deformación de los airbags en el hinchado añadiendo tensión circunferencial. Gracias a esta inclusión se ha podido llevar a cabo el modelo final porque sin esta, el modelo perdería completamente su forma dejando de ser eficiente.

Los contactos utilizados han sido los correctos desde el primer modelo. Estos han sido de tipo “tie” y siempre han funcionado definiendo la cápsula como superficie maestra, y la de los airbags como esclava. Sin embargo, también se ha utilizado este tipo de unión entre airbags para poder mantenerlos en su posición inicial a pesar de que existieran grandes deformaciones.

En definitiva, se ha comprobado que en gran medida los modelos más sencillos son los que demostraban un mejor comportamiento. Sin embargo, debían ser equilibrados por todas las partes de la cápsula, ya que un solo punto débil convierte a un modelo en no válido aunque el resto de sus resultados sean positivos.

6.2 Trabajos futuros

En esta sección se definirán algunas vías por las que el trabajo hecho podría extenderse en futuras investigaciones.

El primer punto a tratar sería el del estudio del comportamiento de los diseños con materiales diferentes. Estos podrían ser principalmente el Vectran o el kevlar. Ambos serían adecuados para usarlos como airbags ya que funcionan como fibras y tienen muy buenas propiedades tensoras.

El Vectran HT es el más resistente de las variables existentes y tiene una tensión de rotura de 3.2 GPa [30], mientras que el Kevlar 49 tiene 3 GPa [31]. Es una diferencia importante pero ambos valores estarían sobredimensionados para un modelo de este tipo por lo que habría que estudiar otras variables para determinar la mejor opción.

En cuanto al diseño, se propone como trabajo futuro la inclusión de cordones que sirvan para mantener la geometría inicial de los airbags. La Nasa utilizó en sus misiones cordones de kevlar para contraponer las tensiones que produce la presión y hacen que los airbags tiendan a formar una esfera. Para esta inclusión habría que definir una unión más específica en la que se trabajara por unión de nodos en vez de por unión de superficies.

A su vez se puede estudiar la influencia de la tensión circunferencial y si se puede definir de una manera más específica para geometrías más complejas, ya que funciona correctamente para una esfera, pero no para formas no regulares.

Otro punto en el que se puede avanzar más es en la prueba de distintos tipos de malla y ver cómo actúa esta. Se realizarían análisis de convergencia de los tipos de malla definiendo cuál de ellos es el que tiene una mejor relación entre precisión de los resultados y disminución del tiempo de procesado de los modelos.

Se probarían otros gases para el interior de los airbags como el nitrógeno y se estudiaría la capacidad de absorción de los impactos de estos. En principio no se obtendría una mejora notable en comparación con el aire, pero pequeñas mejoras pueden tener importancia en este tipo de proyectos.

7. Referencias

- [1] N. Domínguez, «El País,» 21 Octubre 2016. [En línea]. Available: https://elpais.com/elpais/2016/10/21/ciencia/1477071310_476223.html. [Último acceso: 6 Julio 2017].
- [2] L. Vargas, «AXT,» 3 Octubre 2006. [En línea]. Available: <http://www.axt.4t.com/space/history/sputnik-1.html>. [Último acceso: 7 Julio 2017].
- [3] NASA, «NASA,» 1 Febrero 2017. [En línea]. Available: https://www.nasa.gov/mission_pages/explorer/explorer.html. [Último acceso: 7 Julio 2017].
- [4] elEconomista América, «EcoDiario.es,» 17 Junio 2014. [En línea]. Available: <http://ecodiario.eleconomista.es/sociedad-eAm-peru/noticias/5868886/06/14/La-NASA-insiste-en-la-importancia-de-llegar-a-Marte-para-sobrevivir.html>. [Último acceso: 6 Julio 2017].
- [5] National Geographic, «National Geographic,» 5 Septiembre 2010. [En línea]. Available: <http://www.nationalgeographic.es/video/espacio/el-primer-vuelo-espacial-tripulado>. [Último acceso: 7 Julio 2017].
- [6] NASA Knows!, «NASA,» 16 Marzo 2011. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-was-gemini-program-58.html>. [Último acceso: 17 Julio 2017].
- [7] NASA Knows!, «NASA,» 19 Julio 2017. [En línea]. Available: <https://www.nasa.gov/audience/forstudents/5-8/features/nasa-knows/what-was-apollo-program-58.html>. [Último acceso: 21 Julio 2017].
- [8] NSSDCA, «NSSDCA,» [En línea]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraftDisplay.do?id=1969-059C>. [Último acceso: 17 Julio 2017].
- [9] W. F. Rogers, «APOLLO EXPERIENCE REPORT-LUNAR MODULE LANDING GEAR SUBSYSTEM,» Houston, Texas, 1972.
- [10] NASA, «Mars NASA,» [En línea]. Available: https://mars.nasa.gov/mer/technology/is_entry_descent_landing.html. [Último acceso: 1 Agosto 2017].
- [11] NASA, «Mars NASA,» [En línea]. Available: https://mars.nasa.gov/mer/mission/tl_entry1.html. [Último acceso: 1 Agosto 2017].
- [12] NASA, «Mars NASA,» [En línea]. Available: <https://mars.nasa.gov/mer/mission/spacecraft.html>. [Último acceso: 1 Agosto 2017].

- [13 NASA, «Mars NASA,» [En línea]. Available:
] <https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/past/pathfinder/>. [Último acceso: 1 Agosto 2017].
- [14 V. M. t. Mars, «NASA,» 1988. [En línea]. Available:
] https://www.jpl.nasa.gov/news/fact_sheets/viking.pdf. [Último acceso: 6 Agosto 2017].
- [15 V. Perminov, A Brief History of Mars Exploration in the Soviet Union, 1999.
]
- [16 NASA, «Mars NASA,» [En línea]. Available:
] <https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/past/viking/>. [Último acceso: 6 Agosto 2017].
- [17 NASA, «NASA,» 24 Junio 1997. [En línea]. Available:
] <https://www2.jpl.nasa.gov/files//misc/mpfland.pdf>. [Último acceso: 9 Agosto 2017].
- [18 NASA, «Mars NASA,» [En línea]. Available:
] <https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/past/phoenix/>. [Último acceso: 12 Agosto 2017].
- [19 NASA, «NASA,» 5 Agosto 2008. [En línea]. Available:
] https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/phoenix-landing.pdf. [Último acceso: 12 Agosto 2017].
- [20 NASA, «NASA,» 4 Agosto 2017. [En línea]. Available:
] https://www.nasa.gov/mission_pages/phoenix/overview. [Último acceso: 12 Agosto 2017].
- [21 NASA, «Mars NASA,» [En línea]. Available:
] <https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/present/msl/>. [Último acceso: 13 Agosto 2017].
- [22 NASA, «Mars Science Laboratory Landing,» 2012.
]
- [23 esa, «Exploration esa,» 24 Febrero 2016. [En línea]. Available:
] <http://exploration.esa.int/mars/57464-exomars-2016-schiaparelli-descent-sequence/>.
[Último acceso: 14 Agosto 2017].
- [24 T. Tolker-Nielsen, «EXOMARS 2016 - Schiaparelli Anomaly Inquiry,» 2017.
]
- [25 esa, «esa,» 17 Diciembre 2015. [En línea]. Available:
] http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Transportation/Launch_vehicles/The_Russian_Soyuz_spacecraft. [Último acceso: 15 Agosto 2017].
- [26 NASA, «NASA,» 16 Septiembre 2011. [En línea]. Available:
] https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/soyuz/landing.html.
[Último acceso: 15 Agosto 2017].

- [27 Abaqus, «3ds,» [En línea]. Available: <https://www.3ds.com/es/productos-y-servicios/simulia/productos/abaqus/>. [Último acceso: 16 Agosto 2017].
- [28 UC3M, «INTRODUCCION AL METODO DE LOS ELEMENTOS FINITOS:,» [En línea]. Available: http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/ingenieria-estructural/material-de-clase-1/apuntes/Capitulo_9.-Introduccion_al_metodo_de_los_elementos_finitos.pdf. [Último acceso: 16 Agosto 2017].
- [29 AbaqusDoc, «Abaqus Analysis User's Manual,» [En línea]. Available: <http://abaqusdoc.ucalgary.ca/books/usb/default.htm?startat=pt02ch04s02xbv01.html>. [Último acceso: 18 Agosto 2017].
- [30 VectranFiber, «Vectranfiber,» [En línea]. Available: <http://www.vectranfiber.com/properties/tensile-properties/>. [Último acceso: 19 Septiembre 2017].
- [31 Dupont, «Dupont.com,» [En línea]. Available: http://www.dupont.com/content/dam/dupont/products-and-services/fabrics-fibers-and-nonwovens/fibers/documents/DPT_Kevlar_Technical_Guide_Revised.pdf. [Último acceso: 21 Septiembre 2017].
- [32 NASA, «Nasa.gov,» [En línea]. Available: https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/soyuz/index.html#.WcZDcMhJbIV. [Último acceso: 20 Septiembre 2017].
- [33 theculture.org, [En línea]. Available: <http://www.theculture.org/rich/sharpblue/archives/000066.html>. [Último acceso: 21 Septiembre 2017].
- [34 L. Crawford, «The Scientific Case for Human Spaceflight,» *Astronomy & Geophysics*, pp. 14-17, 1998.
- [35 B. A. w. D. Noland, «popularmechanics.com,» 13 Diciembre 2005. [En línea]. Available: <http://www.popularmechanics.com/space/moon-mars/a333/2076326/?page=6>. [Último acceso: 21 Septiembre 2017].
- [36 A. Sicilia, «principiamarsupia.com,» [En línea]. Available: <http://www.principiamarsupia.com/2012/08/26/para-que-sirve-explorar-el-espacio/>. [Último acceso: 21 Septiembre 2017].
- [37 Wikipedia, [En línea]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Mars_3#/media/File:Mars3_iki.jpg. [Último acceso: 24 Septiembre 2017].

Índice de Ilustraciones

Ilustración 1. Diagrama del Módulo Lunar [8]	4
Ilustración 2. Configuración del Módulo Lunar [9]	5
Ilustración 3. Posiciones desplegada y recogida del mecanismo de aterrizaje. [9]	6
Ilustración 4. Mecanismo de aterrizaje del Módulo Lunar [9]	7
Ilustración 5. Motores de reducción de impacto. [26].....	8
Ilustración 6. Aeronave Mars 3. [37]	8
Ilustración 7. Esque del aterrizaje del Mars 3. [15].....	10
Ilustración 8. Representación del Mars 3 en Marte. [16]	10
Ilustración 9. Esquema del aterrizaje del Pathfinder. [13].....	12
Ilustración 10. Diseño de airbags del Pathfinder. [13]	13
Ilustración 11. Sistema de airbags de los dispositivos de exploración. [12]	15
Ilustración 12. Mapa de la cantidad de agua de Marte. [21]	16
Ilustración 13. Esquema del aterrizaje del Phoenix. [20]	17
Ilustración 14. Momento del aterrizaje del Curiosity. [22]	18
Ilustración 15. Esquema del aterrizaje del Curiosity. [22]	19
Ilustración 16. Esquema de aterrizaje del Schiaparelli. [23]	20
Ilustración 17. Radar y cámara inferiores del Schiaparelli. [24].....	21
Ilustración 18. Ejemplo de malla. [29].....	22
Ilustración 19. Boceto del prisma pentagonal.	24
Ilustración 20. Vista isométrica de la cápsula.	24
Ilustración 21. Superficie simulada de Marte.	25
Ilustración 22. Vista isométrica con corte.	25
Ilustración 23. Ejemplo de malla M3D4R.	26
Ilustración 24. Ejemplo de malla C3D8R.	26
Ilustración 25. Análisis de convergencia.	27
Ilustración 26. Contacto Tie con superficie maestra y esclava.	28
Ilustración 27. Coacción de cuerpo rígido.	28
Ilustración 28. Condición de contorno basada en esfera hueca.	30
Ilustración 29. Diseño y malla del modelo 1.	31
Ilustración 30. Diseño y malla del modelo 3.	34
Ilustración 31. Diseño y malla del modelo 4.	36
Ilustración 32. Diseño y malla del modelo 5.	38
Ilustración 33. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 5.....	39
Ilustración 34. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 5 con smooth.....	40
Ilustración 35. Diseño y malla del modelo 6.	41
Ilustración 36. Diseño y malla del modelo 7.	43
Ilustración 37. Diseño y malla del modelo 8.	45
Ilustración 38. Diseño y malla del modelo 9.	47
Ilustración 39. Diseño y malla del modelo 10.	49
Ilustración 40. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 10 durante 15 segundos.	50
Ilustración 41. Diseño y malla del modelo 11.	51
Ilustración 42. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11.....	52
Ilustración 43. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11 durante 15 segundos.	52
Ilustración 44. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11 durante 30 segundos.	53

Ilustración 45. Tensiones de Von Mises en el momento del impacto del modelo 11.	53
Ilustración 46. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11 dentro de una esfera.	54
Ilustración 47. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 11 con variación de velocidad.	54
Ilustración 48. Tensiones de Von Mises en el momento del hinchado del modelo 9.	55
Ilustración 49. Tensiones de Von Mises en el momento del impacto del modelo 9.	56
Ilustración 50. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 9 dentro de una esfera.	57
Ilustración 51. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 9 con variación de velocidad.	57
Ilustración 52. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo del modelo 9 con variación de velocidad.	58
Ilustración 53. Gráfica del módulo de la aceleración respecto al tiempo del modelo 9 con variación de velocidad.....	58
Ilustración 54. Diseño y malla de modelo erróneo.	59
Ilustración 55. Diseño del airbag frontal de modelo erróneo.	59
Ilustración 56. Gráfica de la aceleración respecto al tiempo de modelo erróneo.....	60
Ilustración 57. Diseños de modelos erróneos.	61

Índice de Tablas

Tabla 1. Reparto de masas de los sistemas de exploración. [14].....	14
Tabla 2. Resultados del modelo 1.	31
Tabla 3. Resultados del modelo 2.	33
Tabla 4. Resultados de modelo 3.	34
Tabla 5. Resultados de modelo 4.	36
Tabla 6. Resultados de modelo 5.	38
Tabla 7. Resultados de modelo 6.	41
Tabla 8. Resultados de modelo 7.	43
Tabla 9. Resultados de modelo 8.	45
Tabla 10. Resultados de modelo 9.	47
Tabla 11. Resultados de modelo 10.	49
Tabla 12. Resultados de modelo 11.	51